



**ITS**  
Institut  
Teknologi  
Sepuluh Nopember

**TUGAS AKHIR - TM 141585**

# **STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK PENGARUH PENAMBAHAN *VORTEX GENERATOR* PADA *AIRFOIL* NASA LS-0417**

**ULUL AZMI**  
**NRP 2112 100 059**

**Dosen Pembimbing**  
**Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko**

**JURUSAN TEKNIK MESIN**  
**Fakultas Teknologi Industri**  
**Institut Teknologi Sepuluh Nopember**  
**Surabaya 2017**



**TUGAS AKHIR - TM 141585**

**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK PENGARUH  
PENAMBAHAN *VORTEX GENERATOR* PADA  
*AIRFOIL* NASA LS-0417**

ULUL AZMI  
NRP 2112 100 059

Dosen Pembimbing  
Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko

JURUSAN TEKNIK MESIN  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2017



FINAL PROJECT - TM 141585

***EXPERIMENTAL AND NUMERICAL STUDY ON  
THE EFFECT OF VORTEX GENERATOR  
ADDITION ON AIRFOIL NASA LS-0417***

ULUL AZMI  
NRP 2112 100 059

Adviser  
Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko

DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING  
Faculty Of Industrial Technology  
Sepuluh Nopember Institute Of Technology  
Surabaya 2017

**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK PENGARUH  
PENAMBAHAN *VORTEX GENERATOR* PADA *AIRFOIL*  
NASA LS-0417**

**TUGAS AKHIR**

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat  
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik  
pada  
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Mesin  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

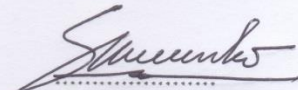
Oleh :

**ULUL AZMI**

NRP. 2112 100 059

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Prof. Dr. Ing. HERMAN SASONGKO  
(NIP. 196010041986011001)

  
(Pembimbing)

2. Prof. Dr. Ir. SUTARDI, M.Eng  
(NIP. 196412281990031002)



3. Dr. WAWAN ARIES WIDODO, ST.MT  
(NIP. 197104051997021001)

(Penguji I)

4. Dr. Ir. HERU MIRMANTO  
(NIP. 196202161995121001)

(Penguji II)

(Penguji III)

**SURABAYA  
JANUARI, 2017**

**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK PENGARUH  
PENAMBAHAN *VORTEX GENERATOR* PADA *AIRFOIL*  
NASA LS-0417**

**Nama Mahasiswa** : Ulul Azmi  
**NRP** : 2112 100 059  
**Jurusan** : Teknik Mesin FTI-ITS  
**Dosen Pembimbing** : Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko

**ABSTRAK**

Separasi *boundary layer* merupakan fenomena penting yang mempengaruhi performansi *airfoil*. Salah satu upaya untuk menunda atau menghilangkan separasi aliran adalah meningkatkan momentum fluida untuk melawan *adverse pressure* dan tegangan geser permukaan. Hal ini mengakibatkan separasi aliran akan tertunda lebih ke belakang. Upaya tersebut dapat dilakukan dengan penambahan *turbulent generator* pada *upper surface airfoil*. *Vortex generator* (VG) merupakan salah satu jenis *turbulent generator* yang dapat mempercepat transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*. Oleh karena itu, penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh jarak penempatan dan ketinggian VG terhadap perkembangan *turbulent boundary layer* sehingga dapat meningkatkan performansi *airfoil*.

Penelitian ini dilakukan dengan simulasi eksperimen dan numerik. Bilangan Reynolds yang digunakan adalah  $1,41 \times 10^5$  dengan *angle of attack*  $16^\circ$ . *Test section* penelitian ini adalah *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa VG. Panjang *chord* dan *span airfoil* masing-masing adalah 150 mm dan 660 mm. Jenis vortex generator adalah *counter rotating VG*. Parameter yang divariasikan dalam penelitian adalah ketinggian *vortex generator* ( $h$ ) dan jarak penempatan VG dari *leading edge* ( $\frac{x}{c}$ ). Pada penelitian ini ketinggian VG yang digunakan adalah  $h = 1 \text{ mm}$ ,  $3 \text{ mm}$ , dan  $5 \text{ mm}$ . Jarak penempatan VG dari *leading edge* ( $\frac{x}{c}$ )

adalah 0,1; 0,2; 0,3;0,4. Penelitian numerik dilakukan dengan menggunakan *software* gambit 2.4.6 dan fluent 6.3.26. *Software* gambit digunakan untuk membuat geometri *test section*, sedangkan *software* fluent digunakan untuk melakukan simulasi pada aliran. *Turbulence model* yang digunakan adalah *k-ε standard*. Data hasil eksperimen berupa distribusi *pressure coefficient* ( $C_p$ ). Data hasil numerik berupa *pressure coefficient* ( $C_p$ ), distribusi profil kecepatan dan turbulent kinetic energy, *lift and drag coefficient*, dan kontur kecepatan.

Hasil yang didapatkan dalam penelitian ini adalah penambahan VG dapat menunda terjadinya separasi pada airfoil NASA LS-0417. Jarak penempatan yang optimal dalam penundaan separasi adalah berturut-turut  $x/c = 0.3; 0.4; 0.2$ ; dan  $0.1$ . *Separation point airfoil* pada penempatan dengan VG  $x/c = 0.3$  adalah pada  $x/c = 0.86$ . Ketinggian *vortex generator* ( $h$ ) yang optimal dalam penundaan separasi adalah berturut-turut  $h = 1$  mm,  $3$  mm, dan  $5$  mm. *Separation point airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 1$  mm adalah pada  $x/c = 0.86$ . Secara keseluruhan, variasi *vortex generator* paling optimal adalah *vortex generator* dengan  $x/c = 0.3$  dan  $h = 1$  mm dimana Nilai  $C_L/C_D$  mengalami kenaikan sebesar 14.337%.

**Kata kunci:** *airfoil, vortex generator, angle of attack*

**EXPERIMENTAL AND NUMERICAL STUDY ON THE  
EFFECT OF VORTEX GENERATOR ADDITION ON  
AIRFOIL NASA LS-0417**

**Name** : Ulul Azmi  
**NRP** : 2112 100 059  
**Major** : Mechanical Engineering FTI-ITS  
**Supervisor** : Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko

**ABSTRACT**

*Boundary layer separation is an important phenomenon that affects the performance of the airfoil. One attempt to delay or eliminate flow separation is to increase the momentum of the fluid to counter the adverse pressure and shear stress. This resulted in delayed flow separation will be back. Such efforts can be made by adding turbulent generator on the upper surface of the airfoil. Vortex generator (VG) is one kind of turbulent generator to accelerate the transition from laminar boundary layer into a turbulent boundary layer. Therefore, this study aimed to determine the effect distance placement and height of VG on the development of turbulent boundary layer so airfoil performance will be increased.*

*This research was conducted with experiments and numerical simulations. Reynolds numbers used was  $1.41 \times 10^5$  with  $16^\circ$  angle of attack. Test section of this research is the airfoil NASA LS-0417 with and without vortex generator. Chord length and span airfoil of each are 150 mm and 660 mm. Type vortex generator is a counter rotating vortex generator. The parameters were varied in the study is the height of vortex generators ( $h$ ) and distance placement of the leading edge vortex generator ( $x / c$ ). In this study height vortex generator used is  $h = 1 \text{ mm}$ ,  $3 \text{ mm}$  and  $5 \text{ mm}$ . Distance placement of the leading edge vortex generator ( $x / c$ ) is  $0.1$ ;  $0.2$ ;  $0.3$ ,  $0.4$ . Numerical study performed using software*

*gambit 2.4.6 and fluent 6.3.26. Software gambit used to create a geometry test section, while the software fluent is used to simulate the flow. Turbulence model used is the standard k- $\epsilon$ . Data from experiments in the form of pressure distribution coefficient (CP). Data from the numerical form of pressure coefficient (CP), the distribution of velocity profiles and turbulent kinetic energy, lift and drag coefficient, and contour speeds.*

*The results obtained in this study is a vortex generator can delay the occurrence of separation on the airfoil NASA LS-0417. Optimal distance placement to delay separation is successively  $x/c = 0.3$ ;  $0.4$ ;  $0.2$ ; and  $0.1$ . Separation point airfoil with vortex generators  $x/c = 0.3$  is at  $x/c = 0.86$ . The optimal height of vortex generators ( $h$ ) separation delay is successively  $h = 1$  mm,  $3$  mm and  $5$  mm. Separation point airfoil with vortex generator  $h = 1$  mm is at  $x/c = 0.86$ . Overall, the most optimal variation vortex generator is vortex generator with  $x/c = 0.3$  and  $h = 1$  mm where the value  $C_L / C_D$  increased by  $14\ 337\%$ .*

**Keywords :** *airfoil, vortex generator, angle of attack*



## KATA PENGANTAR

Segala puja dan puji syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT. yang telah memberikan rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis mampu menyelesaikan tugas akhir yang berjudul **“Studi Eksperimen dan Numerik Pengaruh Penambahan *Vortex Generator* pada *Airfoil* NASA LS-0417”** dengan baik. Penulis menyadari dalam penyelesaian tugas akhir ini, penulis tidak terlepas dari dukungan dan bantuan yang diberikan oleh banyak pihak. Pada kesempatan ini, penulis ingin menyampaikan ucapan terimakasih yang sebesar – besarnya kepada :

1. Allah SWT atas rahmat-Nya penulis bisa menyelesaikan tugas akhir ini. Dan Nabi Muhammad SAW yang telah menuntun umat manusia dari zaman gelap gulita menuju jalan yang terang.
2. Orang tua penulis yang senantiasa berdoa setiap waktu. Serta seluruh keluarga besar yang tidak mungkin disebutkan satu-persatu yang selalu memberikan dukungan, doa, dan menjadi inspirasi penulis.
3. Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko selaku pembimbing tugas akhir penulis, yang memberikan ilmu mengenai aerodinamika untuk membimbing, memotivasi dan mengarahkan penulis dalam menyelesaikan tugas akhir ini. Bapak Sutardi, Bapak Wawan Aries Widodo, dan Bapak Heru Mirmanto selaku dosen penguji tugas akhir yang telah memberikan saran-saran penulisan kepada penulis.
4. Keluarga tugas akhir bapak Herman, saudara Arwanda Wahyu Eko Sadewo aka. Cikiprend yang selalu menjadi teman harian dalam menyelesaikan tugas akhir penulis, mendengarkan segala keluh kesah penulis, teman ambil data, makan bersama, tidur bersama, dan selalu mendukung penulis. Saudara Aufar Nugraha yang telah mengangkat penulis menjadi teknik mesin angkatan M55,

- dan selalu dengan senang hati menjadi teman diskusi dan memberikan saran-saran penting dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
5. Seluruh kabinet BEM FTI-ITS 2014/2015 Selaras Bermanfaat (Affan, Kresna, Prima, Mamat, dan semuanya) yang telah memberikan wejangan, ilmu, dan motivasi dalam suka maupun duka. Serta jajaran pengurus
  6. Bapak Nur dan Bapak Sutrisno teknisi laboratorium mekanika dan mesin fluida. Terima kasih atas bantuan dalam mengerjakan tugas akhir ini baik berupa sharing pengalaman dan motivasi yang diberikan kepada penulis.
  7. Teman-teman laboratorium mekanika dan mesin fluida Mas Copet, Mas Khosmin, Mawan, Imem, Iwed, Fira dkk yang telah membantu pengerjaan eksperimen dan simulasi numerik penulis. Teman-teman laboratorium otomotif Puja, Buceng, Nico dkk yang menerima penulis dengan senang hati di lab. Teman-teman laboratorium perpindahan panas dan massa Ilman, Doni, Punjung, Ilham, Sri, Fifi, Risa, Pocong, Mbuz, dkk yang senantiasa membantu dan meminjamkan labnya sebagai tempat tidur.
  8. Segenap teman-teman angkatan 2012 Teknik Mesin FTI-ITS (M 55) yang selalu membantu dan memberikan motivasi berupa sindiran kepada penulis untuk segera menyelesaikan tugas akhir ini.
  9. Teman-teman printil, Draft SMS Jogja, dan Jatim yang senantiasa membuat waktu luang penulis menjadi lebih gabut dan nirfaedah. Terima kasih atas kerecehan, *support*, semangat dan do'a yang diberikan kepada penulis. Matur nuwun.
  10. Seluruh pihak yang belum disebutkan di atas yang memberikan doa, bantuan, dan dukungan bagi penulis hingga tugas akhir ini dapat terselesaikan dengan baik.

Penulis menyadari bahwa dalam tugas akhir ini masih banyak kekurangan, baik dalam penulisan maupun analisis yang dilakukan. Oleh sebab itu, diharapkan bila ada mahasiswa yang melakukan penelitian terkait modifikasi *airfoil* dengan *vortex generator* untuk menyempurnakan tugas akhir ini. Semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat bagi para pembaca.

Surabaya, Januari 2017

Penulis

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## DAFTAR ISI

ABSTRAK	i
<i>ABSTRACT</i>	iii
KATA PENGANTAR	v
DAFTAR ISI	ix
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR TABEL	xv
NOMENKLATUR	xvii
BAB I	1
PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Perumusan Masalah	4
1.3 Batasan Masalah	5
1.4 Tujuan Penelitian	6
BAB II	7
TINJAUAN PUSTAKA	7
2.1 Separasi pada <i>Airfoil</i>	7
2.2 Penelitian Modifikasi <i>Airfoil</i> Menggunakan <i>Vortex Generator</i> Konvensional	8
2.2.1 Penelitian Numerik Modifikasi <i>Airfoil</i> NACA 0012 Menggunakan <i>Vortex Generator</i>	8
2.2.2 Penelitian Eksperimen Modifikasi <i>Airfoil</i> NACA 0015 Menggunakan <i>Vortex Generator</i>	11
2.2.3 Penelitian Numerik Modifikasi <i>Airfoil</i> NACA 0012 Menggunakan <i>Vortex Generator</i> Pasif dan Aktif	14
2.3 Penelitian Modifikasi <i>Airfoil</i> Menggunakan <i>Vortex Generator</i> Non-Konvensional	16
2.3.1 Penelitian Eksperimen Menggunakan <i>Low Profile Vortex Generator</i>	16
2.3.2 Penelitian Modifikasi <i>Airfoil</i> dengan Variasi Bentuk <i>Low Profile Vortex Generator</i>	19
BAB III	23
METODOLOGI PENELITIAN	23
3.1 Metode Eksperimen	23
3.1.1 Model dan Konfigurasi Uji	23

3.1.2	Peralatan Eksperimen	26
3.1.3	Pengambilan Data Eksperimen	28
3.1.3.1	Proses Validasi Pengukuran Manometer dan Pressure Transducer	28
3.1.3.2	Prosedur Pengukuran Tekanan Statis	30
3.2	Metode Numerik	32
3.2.1	Tahap Pre-processing	32
3.2.2	Tahap <i>Solver</i>	34
3.2.3	Tahap Post-processing	36
3.3	Ganchart Penelitian	38
	BAB IV	39
	HASIL DAN PEMBAHASAN	39
4.1	Validasi	39
4.2	Analisa <i>Grid Independency</i>	40
4.3	Analisa Karakteristik Aliran	41
4.3.1	Karakteristik Aliran Airfoil dengan Vortex Generator pada Variasi $x/c$	41
4.3.2	Karakteristik Aliran Airfoil dengan Vortex Generator pada Variasi $h$	47
4.4	Analisa Profil Kecepatan dan <i>Turbulent Kinetic Energy</i>	52
4.4.1	Profil Kecepatan dan <i>Turbulent Kinetic Energy Airfoil</i> dengan <i>Vortex Generator</i> pada Variasi $x/c$	52
4.4.2	Profil Kecepatan dan <i>Turbulent Kinetic Energy Airfoil</i> dengan <i>Vortex Generator</i> pada Variasi $h$	54
4.5	Hasil Koefisien <i>Lift</i> dan <i>Drag</i> Simulasi Numerik	57
4.5.1	Hasil Koefisien <i>Lift</i> Simulasi Numerik	57
4.5.2	Hasil Koefisien <i>Drag</i> Simulasi Numerik	58
4.6	Diskusi	59
	BAB V	65
	PENUTUP	65
5.1	Kesimpulan	65
5.2	Saran	66
	DAFTAR PUSTAKA	67
	BIOGRAFI PENULIS	71

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Evolusi profil kecepatan <i>airfoil</i> .....	7
Gambar 2.2	a) Dimensi <i>airfoil</i> dan VG b) <i>Mesh airfoil</i> dan VG8	
Gambar 2.3	Pola <i>streamline</i> Aliran pada <i>Airfoil</i> a) $\alpha = 11^\circ$ tanpa VG b) $\alpha = 11^\circ$ dengan VG c) $\alpha = 16^\circ$ tanpa VG d) $\alpha = 16^\circ$ dengan VG.....	9
Gambar 2.4	a) <i>Lift coefficient</i> b) <i>Total drag coefficient</i> c) <i>Pressure drag coefficient</i> d) <i>Skin-friction drag coefficient</i> .....	10
Gambar 2.5	Skema peralatan eksperimen .....	11
Gambar 2.6	Parameter <i>vortex generator</i> .....	12
Gambar 2.7	Koefisien <i>lift</i> dan <i>drag</i> terhadap <i>angle of attack</i> ..	13
Gambar 2.8	Koefisien <i>lift</i> terhadap <i>angle of attack</i> .....	14
Gambar 2.9	Koefisien <i>drag</i> terhadap <i>angle of attack</i> .....	15
Gambar 2.10	NACA 0012 dan <i>vortex generator</i> .....	15
Gambar 2.11	<i>Mesh airfoil</i> dan <i>vortex generator</i> .....	16
Gambar 2.12	Pola <i>streamline</i> .....	16
Gambar 2.13	Pemasangan peralatan eksperimen .....	17
Gambar 2.14	Dimensi geometri <i>vortex generator</i> .....	18
Gambar 2.15	Evolusi <i>loss coefficient</i> sepanjang koordinat x pada kondisi tanpa dan dengan <i>vortex generator</i> .....	18
Gambar 2.16	<i>Loss coefficient</i> sepanjang koordinat z dengan <i>vortex generator</i> pada $x = 350$ mm.....	19
Gambar 2.17	Efektivitas relatif terhadap kategori <i>devices</i> .....	20
Gambar 2.18	Koefisien <i>drag</i> terhadap Reynolds Number.....	21
Gambar 3.1	Sketsa <i>airfoil</i> .....	24
Gambar 3.2	Sketsa <i>vortex generator</i> .....	24
Gambar 3.3	Konfigurasi uji .....	25
Gambar 3.4.	Skema penelitian pada model uji .....	27
Gambar 3.5	Skema validasi manometer <i>value</i> terhadap nilai keluaran <i>pressure transducer</i> (mA) .....	29
Gambar 3.6	Grafik kalibrasi $\Delta h$ manometer terhadap tegangan <i>pressure transducer</i> pengukuran tekanan stagnasi	30

Gambar 3.7	Grafik kalibrasi $\Delta h$ manometer terhadap tegangan <i>pressure transducer</i> pengukuran tekanan statis.....	30
Gambar 3.8	<i>Wall pressure tap</i> pada <i>airfoil</i> .....	31
Gambar 3.9	<i>Meshing</i> model uji .....	33
Gambar 3.10	<i>Boundary condition</i> model uji .....	33
Gambar 3.11	<i>Flowchart</i> penelitian <i>airfoil</i> .....	37
Gambar 4.1	Validasi model numerik dengan data eksperimen serta hasil kalkulasi XFOIL .....	39
Gambar 4.2	Grafik $C_p$ terhadap $x/c$ numerik <i>airfoil</i> tanpa dan dengan <i>vortex generator</i> variasi $x/c$ pada $h = 1 \text{ mm}$ .....	42
Gambar 4.3	Grafik $C_p$ terhadap $x/c$ eksperimen <i>airfoil</i> tanpa dan dengan <i>vortex generator</i> variasi $x/c$ pada $h = 1 \text{ mm}$ .....	43
Gambar 4.4	Visualisasi aliran pemodelan <i>airfoil</i> NASA LS-0417 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.41 \times 10^5$ variasi $x/c$ pada $h = 1$ .....	45
Gambar 4.5	Grafik $C_p$ terhadap $x/c$ numerik <i>airfoil</i> tanpa dan dengan <i>vortex generator</i> variasi $h$ pada $x/c = 0.3$ .....	47
Gambar 4.6	Grafik $C_p$ terhadap $x/c$ eksperimen <i>airfoil</i> tanpa dan dengan <i>vortex generator</i> variasi $h$ pada $x/c = 0.3$ .....	49
Gambar 4.7	Visualisasi aliran pemodelan <i>airfoil</i> NASA LS-0417 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.41 \times 10^5$ variasi $h$ pada $x/c = 0.3$ .....	50
Gambar 4.8	Profil kecepatan <i>airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i> variasi $x/c$ pada $x/c = 0.67$ .....	53
Gambar 4.9	Plot <i>turbulent kinetic energy</i> <i>airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i> variasi $x/c$ pada $x/c = 0.67$ .....	54
Gambar 4.10	Profil kecepatan <i>airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i> variasi $h$ dengan $x/c = 0.3$ pada titik $x/c = 0.67$ .....	55



Gambar 4.11	Plot <i>turbulent kinetic energy airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i> variasi $h$ dengan $x/c = 0.3$ pada titik $x/c = 0.67$ .....	56
Gambar 4.12	Visualisasi <i>bubble separation</i> vector kecepatan 2D di belakang <i>vortex generator</i> $h = 1$ mm pada <i>airfoil</i> NASA LS-0417 .....	60
Gambar 4.13	Visualisasi <i>bubble separation</i> vector kecepatan 2D di belakang <i>vortex generator</i> $h = 3$ mm pada <i>airfoil</i> NASA LS-0417 .....	61
Gambar 4.14	Visualisasi <i>bubble separation</i> vector kecepatan 2D di belakang <i>vortex generator</i> $h = 5$ mm pada <i>airfoil</i> NASA LS-0417 .....	61
Gambar 4.15	Profil kecepatan pada outlet <i>vortex generator</i> pada masing-masing $h$ .....	62
Gambar 4.16	Profil kecepatan <i>plain airfoil</i> pada masing-masing $x/c$ pada <i>midspan</i> .....	63
Gambar 4.17	Plot <i>turbulent kinetic energy airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i> variasi $x/c$ dengan $h = 1$ mm pada titik $x/c = 0.67$ .....	64

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Variasi Penelitian dalam Faktor .....	12
Tabel 2.2	Parameter Aliran pada Sisi Inlet.....	17
Tabel 2.3	Parameter Geometri <i>Vortex Generator</i> .....	17
Tabel 3.1	Konfigurasi Uji .....	25
Tabel 3.2	Parameter Dimensi <i>Airfoil</i> dan <i>Vortex Generator</i> ..	26
Tabel 4.1	Analisa <i>grid independency test</i> .....	40
Tabel 4.2	Hasil koefisien <i>lift</i> ( $C_L$ ) dan koefisien <i>drag</i> ( $C_D$ ) numerik pada <i>angle of attack</i> $16^\circ$ .....	59

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## NOMENKLATUR

### Simbol

$b$	Jarak antara dua <i>passive devices</i> , mm
$c$	<i>Chord length</i> , mm
$C_p$	<i>Pressure coefficient</i>
$C_d$	<i>Drag coefficient</i>
$C_l$	<i>Lift coefficient</i>
$d$	Jarak spasi <i>vortex generator</i> , mm
$h$	Ketinggian <i>vortex generator</i> , mm
$l$	Panjang <i>vortex generator</i> , mm
$Re$	<i>Reynold number</i>
$SG$	<i>Specific gravity</i>
$U_\infty$	<i>Freestream velocity</i> , m/s
$x$	Jarak <i>vortex generator</i> dari <i>leading edge</i> , mm
$z$	<i>Airfoil span</i> , mm

### Simbol Yunani

$\alpha$	<i>Angle of attack</i> , °
$\beta$	Sudut orientasi <i>vortex generator</i> terhadap arah aliran <i>freestream</i> , °
$\mu$	Viscositas dinamik, Ns/m <sup>2</sup>
$\rho$	Kerapatan udara, kg/m <sup>3</sup>

### Singkatan

CFD	<i>Computational Fluid Dynamic</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administrations</i>
VG	<i>Vortex Generator</i>

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi tumbuh semakin pesat. Perkembangan tersebut mendorong manusia untuk menciptakan teknologi yang lebih efisien. Pada bidang mekanika fluida, penerapan teknologi tersebut juga ditemukan pada bidang transportasi. Pesawat terbang merupakan kendaraan yang sangat memperhatikan aspek aerodinamika. Salah satu upaya untuk meningkatkan performansi pada pesawat terbang adalah modifikasi komponen aerodinamika [1].

Salah satu komponen aerodinamika yang menentukan performansi pesawat terbang adalah sayap. Desain sayap pesawat menentukan besarnya gaya *lift* dan gaya *drag* pada pesawat terbang. Gaya *lift* pada sayap terjadi akibat adanya tekanan yang tinggi pada permukaan bawah dan tekanan yang rendah pada permukaan atas sayap. Gaya *drag* disebabkan oleh adanya pergolakan aliran (*vortex*) setelah titik separasi pada permukaan atas *airfoil*. Semakin besar daerah *vortex*, maka gaya *drag* juga akan semakin besar. Modifikasi *airfoil* bertujuan untuk mengurangi koefisien *drag* dan mendapatkan koefisien *lift* yang direncanakan.

Separasi *boundary layer* merupakan fenomena penting yang mempengaruhi performansi *airfoil* [2,3]. Salah satu upaya untuk menunda atau menghilangkan separasi aliran adalah meningkatkan momentum fluida untuk melawan *adverse pressure* dan tegangan geser permukaan [4]. Pada *turbulent boundary layer*, kecepatan fluida yang dekat dengan permukaan nilainya akan lebih besar dibandingkan dengan pada *laminar boundary layer*. Jika kecepatan fluida lebih besar, maka energi kinetik fluida juga akan semakin besar sehingga fluida dapat melawan *adverse pressure* dan tegangan geser. Hal ini mengakibatkan separasi aliran akan tertunda lebih ke belakang. Upaya tersebut dapat dilakukan dengan penambahan *turbulent generator* pada

upper surface airfoil [5]. *Vortex generator* (VG) merupakan salah satu jenis *turbulent generator* yang dapat mempercepat transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer* [6].

Beberapa penelitian terkait VG untuk menunda terjadinya separasi aliran telah banyak dilakukan. Anand et al [7] melakukan penelitian terkait *passive flow control* pada airfoil NACA 0012 menggunakan VG. Penelitian dilakukan secara numerik pada  $Re = 5,5 \times 10^5$  dengan variasi *angle of attack*. Penambahan VG dapat meningkatkan koefisien *lift* dan mengurangi koefisien *drag* pada beberapa variasi *angle of attack*. Tebbiche et al [8] melakukan penelitian menggunakan *counter rotating* VG yang dimodifikasi. Penelitian dilakukan dengan menempatkan VG pada 10% *leading edge* dari airfoil NACA 0015 untuk meningkatkan koefisien *lift* dan menurunkan koefisien *drag*. Penelitian dilakukan dengan variasi Reynolds numbers. Hasil yang didapat adalah VG pasif dapat meningkatkan 14% koefisien *lift* dan mengurangi 16% koefisien *drag*.

Karena VG memberikan keuntungan yang cukup baik, penelitian lebih lanjut terkait VG terus dilakukan. Shan et al [9] melakukan penelitian numerik terkait *passive and active flow control* pada airfoil NACA 0012. Penelitian dilakukan pada  $\alpha = 6^\circ$  dengan menggunakan VG. Simulasi numerik dilakukan dengan membandingkan kondisi tanpa VG, dengan VG pasif, dan dengan VG aktif. Hasil yang didapatkan adalah VG pasif mampu menunda separasi di buritan sayap melalui terbentuknya *bubble separation* di belakang VG pasif. VG Pasif tersebut dapat mengurangi *separation zone* sebesar 80%. Lengani [10] melakukan penelitian terkait *low profile counter rotating* VG. Penelitian ini dilakukan pada  $\alpha = 23^\circ$  dengan ketinggian dan panjang VG adalah  $h = c = 16$  mm. Hasil yang didapat adalah dengan melakukan penambahan VG didapatkan nilai total *pressure losses coefficient* 50% lebih kecil dibandingkan tanpa VG. Lin [11] melakukan penelitian terkait VG untuk mengontrol *boundary layer separation*. Lin melakukan pengujian dengan



berbagai macam jenis VG terhadap *airfoil*. Hasil yang didapatkan adalah VG jenis *counter rotating* mempunyai efisiensi yang lebih baik dari jenis VG lainnya. Dengan menggunakan VG jenis ini dapat mengurangi koefisien *drag* hingga mencapai 38%. Selain itu, penelitian tersebut juga membuktikan bahwa *micro* VG dengan  $h < \delta$  mempunyai hasil yang lebih baik dibandingkan dengan VG konvensional dengan  $h \geq \delta$ .

Nisa [12] melakukan penelitian numerik terkait aliran fluida melintasi *airfoil* NASA LS-0417 dengan modifikasi *vortex generator*. Bilangan Reynolds yang digunakan adalah  $Re = 0,85 \times 10^5$  dan  $1,14 \times 10^5$  *angle of attack* ( $\alpha$ ) =  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ , dan  $6^\circ$ . Hasil dari penelitian menunjukkan kenaikan  $C_L$  tertinggi pada *angle of attack*  $6^\circ$  dengan  $Re$   $1,14 \times 10^5$  sebesar 20,4%. Nilai  $C_D$  mengalami kenaikan pada *angle of attack*  $0^\circ$  dan  $3^\circ$  untuk kedua bilangan  $Re$ , sedangkan pada *angle of attack*  $6^\circ$  nilai  $C_D$  mengalami penurunan. Rasio koefisien *lift -drag* ( $C_L/C_D$ ) mengalami penurunan pada *angle of attack*  $0^\circ$  dan  $3^\circ$  serta kenaikan  $C_L/C_D$  terjadi pada *angle of attack*  $6^\circ$ . Kartika [13] melakukan penelitian numerik terkait aliran fluida melintasi *airfoil* NASA LS-0417 dekat *end wall* dengan modifikasi *vortex generator*. Kecepatan aliran *freestream* yang akan digunakan sebesar 13 m/s dan 18 m/s ( $Re = 0,85 \times 10^5$  dan  $1,14 \times 10^5$ ) dengan *angle of attack* ( $\alpha$ ) =  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ , dan  $15^\circ$ . Hasil dari penelitian yang telah dilakukan adalah modifikasi *airfoil* menggunakan *vortex generator* di dekat *endwall* mampu mereduksi aliran sekunder. Akibat reduksi aliran sekunder tersebut terjadi peningkatan koefisien *lift* pada *angle of attack*  $13^\circ$  sebesar 3,2% untuk  $Re = 0,85 \times 10^5$  dan 3,9% untuk  $Re = 1,14 \times 10^5$ . Terjadi penurunan koefisien *drag* terbesar terjadi pada *angle of attack*  $13^\circ$  sebesar 3,2% untuk  $Re = 0,85 \times 10^5$  dan 2,4% untuk  $Re = 1,14 \times 10^5$ . Terjadi penurunan *axial iso total pressure losses coefficient*. Penurunan terbesar terjadi pada *angle of attack*  $13^\circ$  sebesar 7,283% untuk  $Re = 0,85 \times 10^5$  dan 3,053% untuk  $Re = 1,14 \times 10^5$ . Nurcahya [14] melakukan penelitian eksperimen terkait aliran fluida melintasi *airfoil* NASA LS-0417 dekat *end wall* dengan modifikasi *vortex*

*generator*. Kecepatan aliran *freestream* yang akan digunakan sebesar 13 m/s dan 18 m/s ( $Re = 0,85 \times 10^5$  dan  $1,14 \times 10^5$ ) dengan *angle of attack* ( $\alpha$ ) =  $0^\circ$  sampai  $24^\circ$ . Hasil dari penelitian menunjukkan bahwa pada  $Re = 1,14 \times 10^5$  nilai  $C_L/C_D$  meningkat sebesar 36% pada *angle of attack*  $6^\circ$ .

Berdasarkan penelitian-penelitian yang telah dilakukan tersebut, dapat diperkirakan bahwa dengan adanya penambahan VG akan meningkatkan gaya *lift* dan mengurangi gaya *drag* pada *airfoil*. Parameter yang mempengaruhi performa VG antara lain jarak penempatan VG terhadap *leading edge* ( $x/c$ ), bentuk geometri (*rectangular* atau *triangular*), ketinggian VG ( $h$ ) dan sudut orientasi terhadap *free-stream velocity* ( $\beta$ ). Sehingga muncul pemikiran untuk melakukan penelitian terkait pengaruh penambahan VG terhadap performa *airfoil* dengan variasi ketinggian VG ( $h$ ) dan jarak penempatan VG terhadap *leading edge* ( $x/c$ ). Selanjutnya akan dilihat bagaimana pengaruh penambahan VG terhadap performa *airfoil*.

## 1.2 Perumusan Masalah

Risiko separasi aliran akan semakin besar ketika *airfoil* dikenakan *angle of attack* tertentu. Hal ini menyebabkan titik stagnasi akan bergeser menjauhi *leading edge* pada *lower surface*. Semakin besar *angle of attack*, titik stagnasi akan semakin bergeser ke *lowerside*. Pada kondisi tersebut, fluida mengalami *flow accelerated* yang diindikasikan dengan penurunan tekanan dan kenaikan kecepatan aliran. *Point of minimum pressure* akan bergeser mendekati *leading edge* pada *upper surface*. Selanjutnya posisi mulai terbentuknya *adverse pressure* juga akan semakin mendekati *leading edge*. Akibatnya titik separasi akan semakin mendekati *leading edge* dan akan menimbulkan daerah *wake* semakin besar.

Suatu *airfoil* yang dikenai *angle of attack* tertentu, nilai koefisien *lift* pada *airfoil* akan semakin besar. Semakin besar *angle of attack*, koefisien *lift* pada *airfoil* juga akan semakin meningkat hingga suatu titik tertentu dimana koefisien *lift* akan

jatuh seiring dengan penambahan *angle of attack*. Titik tersebut dinamakan *stall angle*. Dalam dunia penerbangan, risiko *stall* ini sangat dihindari karena mampu menurunkan koefisien *lift*.. Untuk itu, diperlukan adanya *turbulent generator* pada *upper surface airfoil* untuk mengurangi risiko *stall* dengan koefisien *lift* yang dikehendaki.

Penambahan VG pada *upper surface airfoil* dapat mempercepat transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*. Transisi pintas ini disebabkan oleh *bubble separation* yang terjadi akibat penambahan VG. Karena *turbulent boundary layer* terbentuk lebih awal, kecepatan fluida yang berada di dekat dengan permukaan nilainya akan semakin besar. Jika kecepatan fluida semakin besar, maka energi kinetik dan *momentum* fluida juga akan semakin besar sehingga fluida dapat melawan *adverse pressure* dan tegangan geser. Sehingga titik separasi pada *upper surface* akan tertunda lebih ke belakang. Karena titik separasi tertunda lebih ke belakang, maka daerah *wake* yang timbul akan lebih kecil.

Dari beberapa referensi penelitian di atas, dapat diambil hipotesa bahwa *vortex generator* (VG) yang memiliki ukuran  $h/\delta < 1$  (*micro VG*) sudah cukup untuk menciptakan *vortices* dan menunda separasi aliran. Sementara pada VG yang berukuran  $h/\delta \geq 1$ , *vortices* yang dibangkitkan di belakang VG akan semakin besar. Hal ini akan mengakibatkan gaya *drag* yang terjadi juga akan semakin besar. Untuk itu diperlukan studi mengenai optimalisasi pengaruh jarak penempatan dan ketinggian VG terhadap perkembangan *turbulent boundary layer* sehingga dapat meningkatkan performansi *airfoil*.

### 1.3 Batasan Masalah

Agar penelitian ini lebih terfokus dan terarah dalam mencapai tujuan yang diinginkan, maka diberikan batasan masalah sebagai berikut:

1. Kondisi aliran fluida yang digunakan adalah udara yang mempunyai sifat *steady* dan *incompressible viscous*.

2. Aliran *uniform* di sisi masuk *test section*.
3. Kemungkinan terjadinya perpindahan panas diabaikan.
4. *Airfoil* yang digunakan adalah NASA LS-0417 pada *angle of attack*  $16^\circ$ .

#### **1.4 Tujuan Penelitian**

Adapun tujuan dilakukannya penelitian eksperimen dan numerik pada airfoil dengan dan tanpa *vortex generator* ini adalah sebagai berikut:

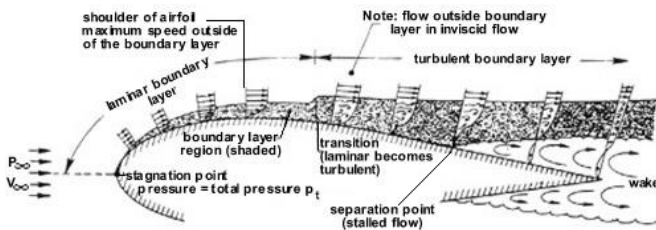
1. Mempelajari karakteristik aliran pada *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* melalui eksperimen dan numerik.
2. Mengetahui bagaimana pengaruh jarak penempatan dan ketinggian VG terhadap perkembangan *turbulent boundary layer* sehingga dapat meningkatkan performansi *airfoil*.

## BAB II

### TINJAUAN PUSTAKA

#### 2.1 Separasi pada Airfoil

Ketika aliran fluida tepat menyentuh *leading edge airfoil*, kecepatan aliran akan berharga nol pada titik stagnasi dan memiliki tekanan maksimum. Kecepatan aliran akan bertambah besar sampai pada titik maksimum. Titik maksimum terjadi pada *shoulder of airfoil* yang memiliki *pressure gradient* negatif. Pada *shoulder of airfoil*, fluida memiliki tekanan minimum kemudian mengalami kenaikan tekanan sehingga *pressure gradient* menjadi positif atau disebut *adverse pressure gradient* (APG). Kenaikan tekanan tersebut menyebabkan kecepatan fluida mengalami penurunan setelah melewati *shoulder of airfoil*. Penurunan kecepatan fluida menyebabkan momentum fluida yang mengalir berkurang sehingga fluida tidak mampu melawan tekanan dan gaya geser pada permukaan benda. Hal ini menyebabkan aliran akan terseparasi [15].



Gambar 2.1 Evolusi profil kecepatan *airfoil* [15]

Pada titik separasi, *adverse pressure* akan semakin positif sehingga aliran dekat permukaan telah benar-benar terbalik dan fluida tidak mampu lagi mengikuti kontur permukaan benda. Di belakang titik separasi, terdapat fluida yang mengalami aliran balik (*back flow*). Aliran balik ini tidak stabil dan akan menyebabkan pergolakan aliran. Daerah terjadinya pergolakan aliran dan memiliki tekanan yang rendah disebut dengan *wake*.

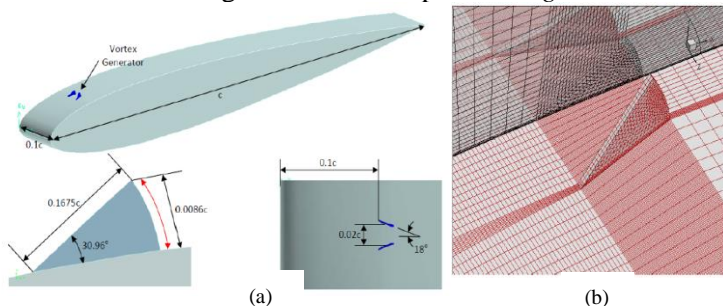
Semakin besar daerah *wake* menyebabkan semakin besar gaya *drag* yang terjadi. Untuk memperkecil daerah *wake* dapat dilakukan dengan menunda separasi aliran yang terjadi.

## 2.2 Penelitian Modifikasi *Airfoil* Menggunakan *Vortex Generator* Konvensional

### 2.2.1 Penelitian Numerik Modifikasi *Airfoil* NACA 0012 Menggunakan *Vortex Generator*

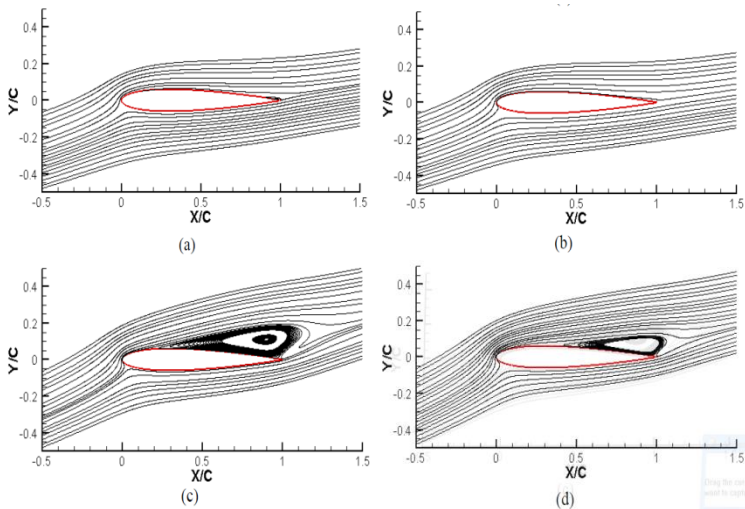
Anand et al [7] telah melakukan penelitian numerik pada *airfoil* NACA 0012 dengan *vortex generator* (VG) pada  $Re = 5,5 \times 10^5$ . Penelitian dilakukan pada variasi *angle of attack* tertentu dengan pendekatan 3D Navier-Stokes *equations* dan Spalart-Allmaras *turbulence model* menggunakan Fluent. Hasil penelitian yaitu penambahan VG dapat meningkatkan koefisien *lift* dan mengurangi koefisien *drag* pada *angle of attack* cukup besar.

Perhitungan komputasi menggunakan pendekatan persamaan 3D *steady incompressible* Navier-Stokes dengan software Fluent. Skema diskretisasi *second order implicit Euler backward* digunakan pada penelitian ini. Model turbulensi menggunakan model Spalart-Allmaras pada persamaan momentum. Pada aliran dengan *adverse pressure gradient* (APG), model turbulensi Spalart-Allmaras menghasilkan hasil yang akurat dibandingkan dengan model lainnya. Selain itu, model ini lebih stabil dan kurang sensitif terhadap resolusi *grid*.



Gambar 2.2 a) Dimensi *airfoil* dan VG b) *Mesh* *airfoil* dan VG [7]

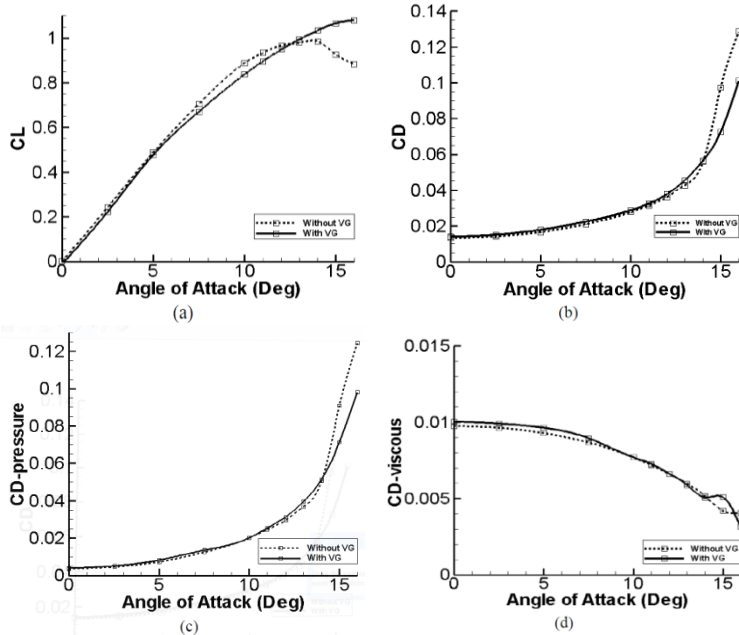
Domain komputasi yang diberikan adalah 5C *upstream* dan 20C *downstream* dari *airfoil*. Sementara jarak bagian atas dan bawah adalah 10C dari *airfoil*. Ilustrasi dimensi dan *mesh* pada *airfoil* dan VG ditampilkan pada Gambar 2.2. Total jumlah *mesh point* pada domain adalah 1100395. Jumlah ini didapat dari *grid independency study*. Studi numerik dilakukan pada *angle of attack* 0 sampai 16 derajat.



Gambar 2.3 Pola *streamline* aliran pada *airfoil* a)  $\alpha = 11^\circ$  tanpa VG b)  $\alpha = 11^\circ$  dengan VG c)  $\alpha = 16^\circ$  tanpa VG d)  $\alpha = 16^\circ$  dengan VG [7]

Pola *streamline* aliran pada *airfoil* ditunjukkan pada Gambar 2.3. Pola *streamline* pada *angle of attack* 11 derajat dengan dan tanpa VG hampir sama. Aliran dengan sempurna *reattach* pada permukaan atas *airfoil*. Sementara pada *angle of attack* 16 derajat, terdapat perbedaan pada pola aliran dengan dan tanpa VG. Pada *airfoil* tanpa VG, ukuran *recirculation region* lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* dengan VG. Ketika

*airfoil* tanpa VG, separasi aliran tiba-tiba terjadi setelah melewati *shoulder of airfoil*. Dengan penambahan VG, ukuran *recirculation region* dapat dikurangi.



Gambar 2.4 a) *Lift coefficient* b) *Total drag coefficient* c) *Pressure drag coefficient* d) *Skin-friction drag coefficient* [7]

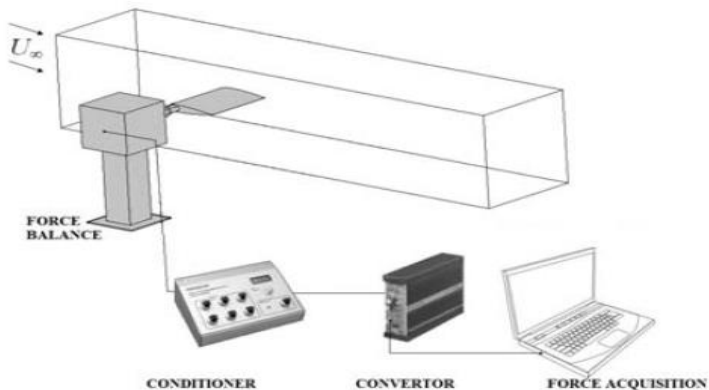
Nilai koefisien *lift* dan *drag* ditampilkan pada Gambar 2.4. Pada surut serang rendah, perbedaan *airfoil* tanpa dan dengan VG tidak terlalu signifikan. Pada *airfoil* tanpa VG, perbedaan CL dan CD terlihat drastis pada  $\alpha = 14^\circ$ . Hal ini mengindikasikan bahwa pada *airfoil* tanpa VG terjadi *stalling* pada  $\alpha = 14^\circ$ . Sedangkan pada *airfoil* dengan VG, *stalling* terjadi pada  $\alpha = 16^\circ$ . Hasil menunjukkan bahwa pada *angle of attack* besar, VG dapat menunda terjadinya *stalling*. Namun nilai total  $C_D$  pada *airfoil*



dengan VG lebih besar dibandingkan tanpa VG pada *angle of attack* rendah. Hal ini dikarenakan pada *angle of attack* rendah *skin-friction drag* lebih mendominasi dibandingkan *pressure drag*. Selanjutnya, penambahan VG dapat mengakibatkan terjadinya drag tambahan. Namun peningkatan drag oleh VG tidak terlalu besar. Seiring dengan peningkatan *angle of attack*, nilai *pressure drag* semakin meningkat. Pada *airfoil* yang ditambahkan VG, separasi lebih tertunda ke belakang.

### 2.2.2 Penelitian Eksperimen Modifikasi Airfoil NACA 0015 Menggunakan Vortex Generator

Tebbiche et al [8] melakukan penelitian eksperimen terkait optimasi bentuk *Vortex Generator* pada *airfoil* NACA 0015. Penelitian ini menggunakan VG tipe *counter rotating* yang diletakkan 10% dari *leading edge*. Tipe *wind tunnel* yang digunakan adalah *subsonic* dengan ukuran 0,3m x 0,3m. *Wind tunnel* juga dilengkapi dengan *strain gauge balance* untuk mengukur koefisien *lift* dan *drag*. *Airfoil* yang digunakan adalah NACA 0015 dengan panjang *chord* 154 mm dan *span* 200 mm. Model *airfoil* diberi 14 *pressure tap* ke arah longitudinal. Skema peralatan eksperimen dapat dilihat pada Gambar 2.5.



Gambar 2.5 Skema peralatan eksperimen [8]

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mendapatkan bentuk *vortex generator* yang optimal melalui eksperimen. Pada prinsipnya, desain VG yang digunakan merujuk pada penelitian Lin [5]. Desain VG yang digunakan ditunjukkan pada Gambar 2.6. Lalu variasi penelitian ditunjukkan pada Tabel 2.1. Beberapa parameter geometri yang digunakan adalah:

$l$  = panjang VG

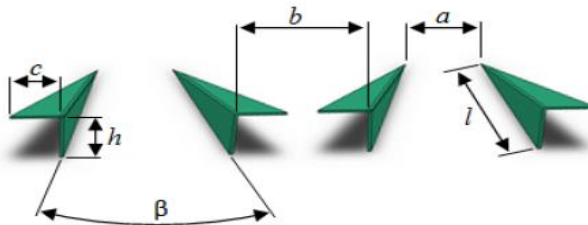
$b$  = jarak antara dua *passive devices*

$a$  = jarak spasi antara VG yang sama

$h$  = ketinggian VG

$c$  = elemen tambahan VG

$\beta$  = sudut orientasi VG



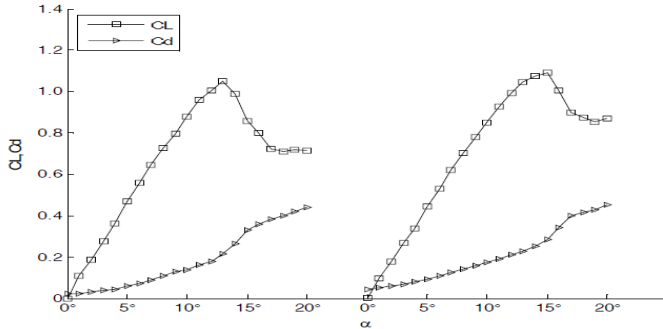
Gambar 2.6 Parameter *vortex generator* [8]

**Tabel 2.1** Variasi penelitian dalam faktor [8]

Code	Factor	Level 1	Level 2	Units
<b>A</b>	$a/\delta$	0.55	0.70	-
<b>B</b>	$c/\delta$	0.30	0.45	-
<b>C</b>	$h/\delta$	0.35	0.55	-
<b>D</b>	$\beta$	30	48	(°)

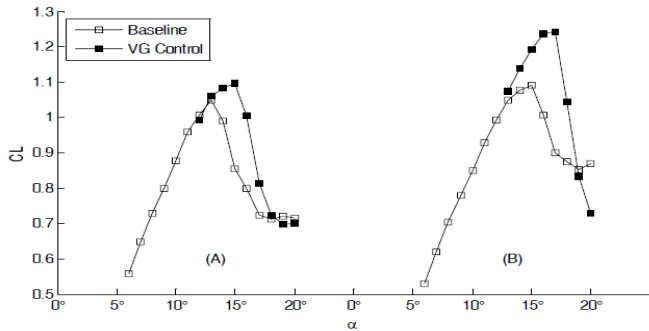
Reynolds Number mempunyai pengaruh terhadap besarnya koefisien *lift* dan *drag* serta *stalling angle*. Nilai  $C_L$  dan  $C_D$  terhadap *angle of attack* pada variasi Reynolds Number ditunjukkan pada Gambar 2.7. Hasil yang ditunjukkan adalah nilai  $C_L$  dan  $C_D$  pada kedua Reynolds Number mempunyai bentuk linier yang sama. Selain itu, kenaikan *angle of attack* yang besar

dapat menyebabkan jatuhnya koefisien *lift* (*stall*). *Stall angles* pada  $Re = 1,58 \times 10^5$  dan  $Re = 2,6 \times 10^5$  masing-masing adalah 13 dan 15 derajat. Sehingga dapat disimpulkan aliran akan lebih resisten terhadap *stall* pada Reynolds Number yang besar.

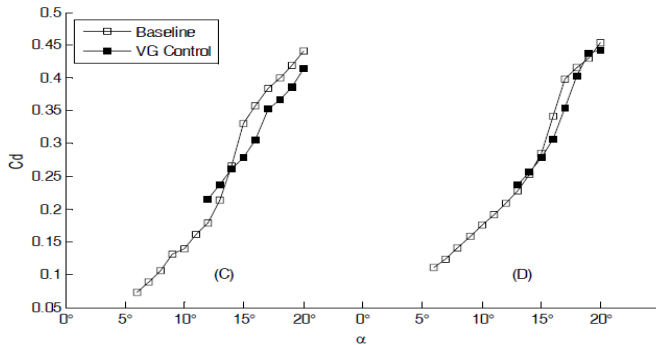


Gambar 2.7 Koefisien *lift* dan *drag* terhadap *angle of attack* (kiri:  $Re = 1,58 \times 10^5$ , kanan:  $Re = 2,6 \times 10^5$ ) [8]

Penambahan VG memberikan dampak terhadap perubahan nilai  $C_L$  dan  $C_D$ . Penambahan VG pada  $Re = 2,6 \times 10^5$  lebih efektif dibandingkan  $Re = 1,58 \times 10^5$ . Koefisien *lift* meningkat sebesar 14% pada kasus B dan hanya 5% pada kasus A. Koefisien *drag* mengalami penurunan sebesar 16% pada Reynolds rendah dan 11% pada Reynolds tinggi. Jadi, rasio  $C_L/C_D$  meningkat sebesar 28,3% pada  $Re = 2,6 \times 10^5$  dan 23,6% pada  $Re = 1,58 \times 10^5$ . Visualisasi efek penambahan VG ditunjukkan pada Gambar 2.8 dan Gambar 2.9.



Gambar 2.8 Koefisien *lift* terhadap *angle of attack* (A:  $Re = 1,58 \times 10^5$ , B:  $Re = 2,6 \times 10^5$ ) [8]

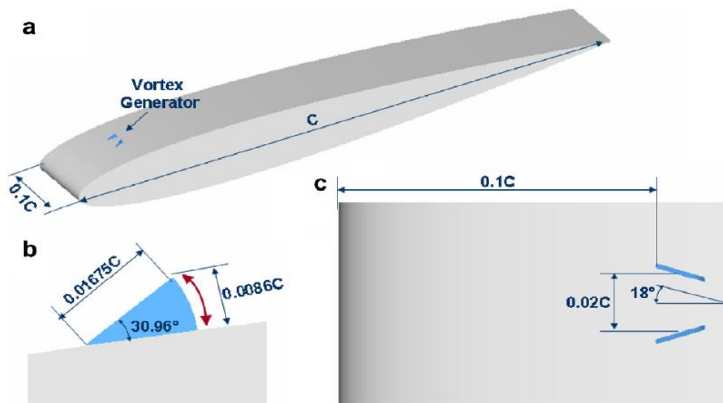


Gambar 2.9 Koefisien *drag* terhadap *angle of attack* (C:  $Re = 1,58 \times 10^5$ , D:  $Re = 2,6 \times 10^5$ ) [8]

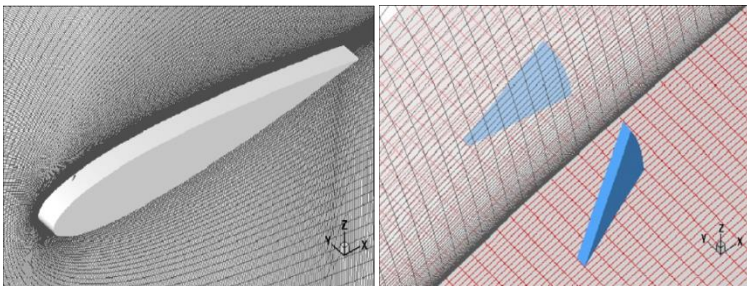
### 2.2.3 Penelitian Numerik Modifikasi *Airfoil* NACA 0012 Menggunakan *Vortex Generator* Pasif dan Aktif

Shan et al [9] melakukan penelitian numerik separasi aliran *subsonic* pada *airfoil* NACA 0012 dengan *angle of attack* 6 derajat menggunakan *vortex generator*. Penelitian ini menggunakan tiga variasi kasus yaitu kasus tanpa VG, menggunakan VG pasif, dan VG aktif. Penelitian didekati dengan persamaan Navier-Stokes 3D *compressible flow*. Skema *fourth-order difference* digunakan dalam komputasi.

Model *airfoil* dan VG ditunjukkan pada Gambar 2.10. Lebar *airfoil* adalah  $0,1C$  pada simulasi. Panjang sirkular VG sebesar  $0,01675C$  dan ketebalannya sebesar  $0,001C$ . Ketinggian VG yang digunakan sebesar  $0,0086C$ . Jarak VG dengan *leading edge* adalah  $x = 0,1C$ . Sudut orientasi adalah 18 derajat terhadap arah aliran. *Mesh airfoil* dan VG ditunjukkan pada Gambar 2.11. Reynolds Number pada kecepatan *freestream* adalah  $10^5$ . *Mach number* aliran *freestream* adalah 0,2.

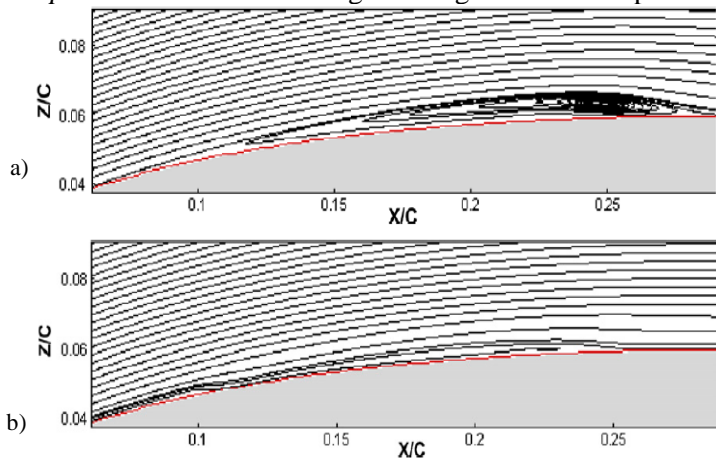


Gambar 2.10 NACA 0012 dan *vortex generator* a) tampak isometris b) tampak samping c) tampak atas [9]



Gambar 2.11 *Mesh airfoil* dan *vortex generator* [9]

Plot *streamline* aliran pada *airfoil* tanpa dan dengan VG ditampilkan pada Gambar 2.12. Pada kondisi tanpa VG, ukuran *recirculation region* masih besar. Sedangkan pada kondisi dengan VG, ukuran *recirculation region* mengalami reduksi. Ada dua *separation bubble* yang terjadi pada kondisi dengan VG. *Bubble* pertama terjadi pada titik  $x = 0,06C$  dan memaksa *reattach* aliran pada  $x = 0,11C$  sampai pada  $x = 0,21C$ . Hasil numerik menunjukkan bahwa *passive vortex generator* dapat mereduksi 80% *separation bubble* dibandingkan dengan kondisi tanpa VG.



Gambar 2.12 Pola streamline a) *airfoil* tanpa VG b) *airfoil* dengan VG [9]

## 2.3 Penelitian Modifikasi *Airfoil* Menggunakan *Vortex Generator* Non-Konvensional

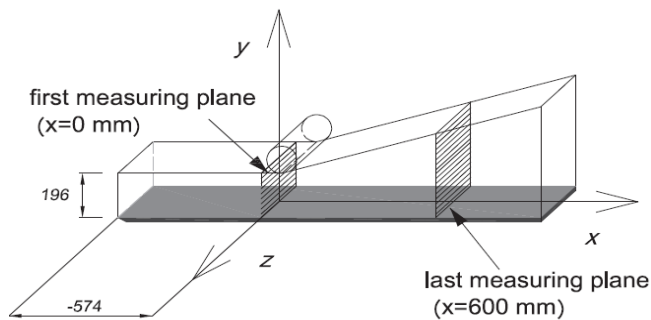
### 2.3.1 Penelitian Eksperimen Menggunakan *Low Profile Vortex Generator*

Lengani et al [10] melakukan penelitian terkait *low profile vortex generator* untuk mengontrol *turbulent boundary layer*. Penelitian dilakukan pada plat datar dengan panjang 1700 mm dan lebar 400 mm. Tinggi *inlet test section*  $H_0$  adalah 196 mm. Kecepatan pada sisi *inlet test section* adalah 28,1 m/s.

Parameter aliran pada sisi *inlet* ditunjukkan pada Tabel 2.2 sedangkan *experimental test section* ditampilkan pada Gambar 2.13.

**Tabel 2.2** Parameter aliran pada sisi inlet [10]

$\delta$ (mm)	$\theta$ (mm)	$H_{12}$	$Re_\theta$	$C_f$	$Tu$
80	56	1.24	11000	0.0032	0.01

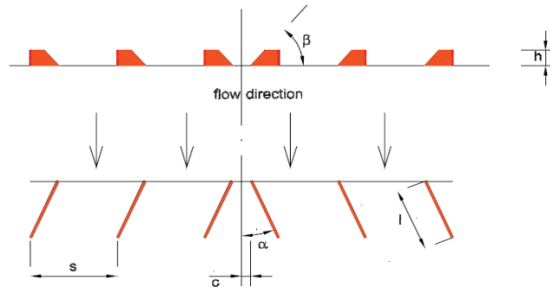


**Gambar 2.13** Pemasangan peralatan eksperimen [10]

Tipe *vortex generator* yang digunakan adalah *co-rotating* dengan  $\alpha = 23^\circ$  terhadap aliran masuk. Dimensi geometri VG ditunjukkan pada Gambar 2.14. Parameter VG yang digunakan merujuk pada penelitian Canepa dkk. Parameter tersebut ditunjukkan pada Tabel 2.3. Penelitian dilakukan dengan menggunakan *Laser Doppler Velocimeter (Dantec Fiber Flow)*.

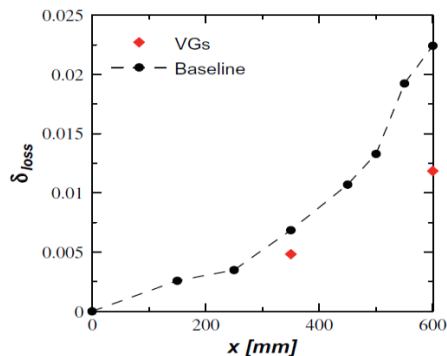
**Tabel 2.3** Parameter Geometri *Vortex Generator* [10]

VGs no.	$h = c$ (mm)	$l$ (mm)	$s$ (mm)	$\alpha$ ( $^\circ$ )	$\beta$ ( $^\circ$ )
6	16 (0.2 $\delta$ )	64 (4/5 $\delta$ )	80 ( $\delta$ )	23	25



Gambar 2.14 Dimensi geometri *vortex generator* [10]

Evolusi *loss coefficient*  $\delta_{\text{loss}}$  sepanjang koordinat aksial ditampilkan pada Gambar 2.15. Kenaikan *loss coefficient* diobservasi pada titik setelah  $x = 300$  mm dimana *backflow* mulai terjadi. Setelah posisi ini, *loss coefficient* mengalami kenaikan hingga 6 kali.

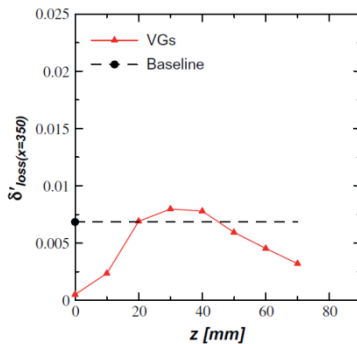


Gambar 2.15 Evolusi *loss coefficient* sepanjang koordinat  $x$  pada kondisi tanpa dan dengan *vortex generator* [10]

Adanya penambahan VG mempengaruhi aliran 3D. Sehingga *loss coefficient* dievaluasi dalam tinjauan 3D seperti ditunjukkan pada Gambar 2.16. Pada plat yang diberi VG, *losses coefficient* maksimum terjadi pada pusat terjadinya *vortex*. Pada pusat *vortex* tersebut  $\delta_{\text{loss}}$  mempunyai nilai lebih besar dibandingkan kondisi tanpa VG. Namun pada daerah dekat dengan sumbu simetri nilainya sangat kecil. Momentum fluida



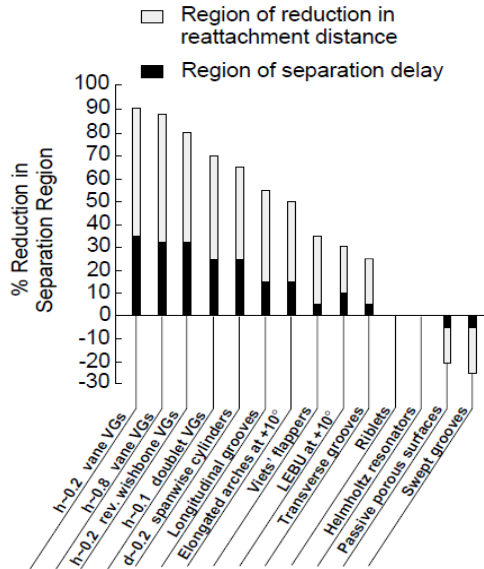
yang besar ditransmisikan dari daerah luar menuju daerah terjadinya *vortex*. Dari titik  $x = 350$  mm sampai  $x = 600$  mm  $\delta_{loss}$  mengalami kenaikan dari 0,0048 sampai 0,012. Sehingga pada titik  $x = 600$  mm, nilai  $\delta_{loss}$  mengalami penurunan sebesar 50% dibandingkan dengan kondisi tanpa VG karena separasi tertunda.



Gambar 2.16 *Loss Coefficient* sepanjang koordinat  $z$  dengan *vortex generator* pada  $x = 350$  mm [10]

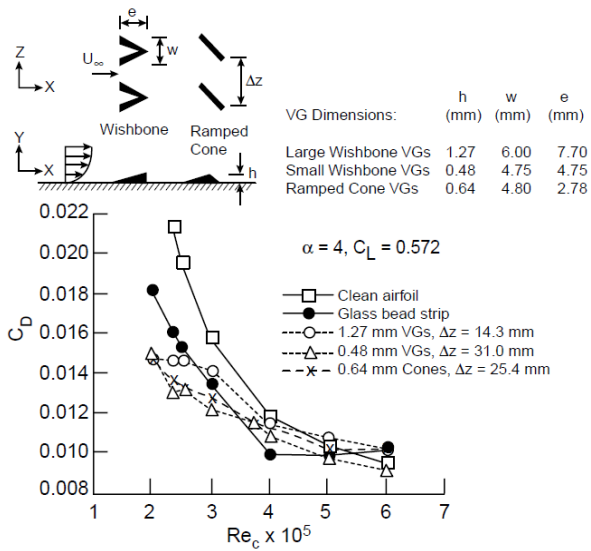
### 2.3.2 Penelitian Modifikasi Airfoil dengan Variasi Bentuk Low Profile Vortex Generator

Lin [11] melakukan penelitian lebih dalam terkait pengontrolan separasi aliran pada boundary layer melalui *vortex generator*. *Vortex generator* yang digunakan mempunyai ketinggian antara 10% sampai 50% dari *boundary layer thickness*. *Low profile generator* sangat efektif jika digunakan pada VG pasif. Beberapa tipe *passive flow control devices* diteliti dan dibandingkan efektivitasnya. Beberapa tipe tersebut antara lain VG konvensional dan mikro (*submerged*), *grooves*, *riblets*, *passive porous* dan sebagainya. VG mikro yang diteliti adalah jenis *rectangular vane* *Wheeler's doublets* dan *wishbones*. Pengontrol separasi yang paling efektif ditampilkan pada Gambar 2.17. Pada Gambar 2.17 mengindikasikan bahwa kelompok pengontrol separasi yang efektif adalah VG konvensional dan *submerged*. *Sub-scale* VG dengan  $h/\delta \sim 0,2$  paling efektif dalam menunda separasi.



Gambar 2.17 Efektivitas relatif terhadap kategori *devices* [10]

Koefisien *drag* pada masing-masing *vortex generator* ditampilkan pada Gambar 2.18. Pengurangan *drag* diperoleh pada ketiga tipe VG pada  $Re = 2,35 \times 10^5$  dan  $\alpha = 4^\circ$ . *Vortex generator wishbone*  $h/\delta \sim 0,8$  mengalami reduksi 30% *drag*, VG *cone*  $h/\delta \sim 0,4$  mengalami reduksi 35% *drag*, dan *wishbone*  $h/\delta \sim 0,3$  mengalami reduksi 38% *drag*. Ketiga VG yang diamati mengurangi terjadinya *separation bubble*.



Gambar 2.18 Koefisien *drag* terhadap reynolds number  
[11]

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## **BAB III**

### **METODOLOGI PENELITIAN**

Penelitian ini dilakukan secara eksperimen dan numerik yang mempunyai beberapa metode di dalam prosesnya. Dalam bab ini akan dijelaskan bagaimana penelitian ini dilakukan dan apa saja yang dibutuhkan untuk mendukung penelitian ini.

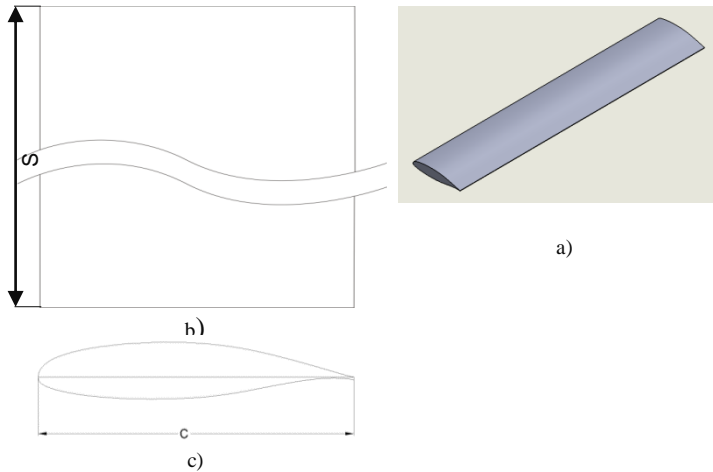
#### **3.1 Metode Eksperimen**

Pada suatu studi eksperimen terdapat dua macam pengukuran, yaitu pengukuran langsung dan tidak langsung. Pengukuran langsung merupakan pengukuran yang hasilnya bisa langsung dibaca saat pengukuran. Sedangkan pengukuran tidak langsung adalah pengukuran yang hasil datanya memerlukan analisa lebih lanjut untuk mendapatkan nilai hasil tertentu.

Penelitian ini menggunakan pengukuran tidak langsung karena data-data yang dihasilkan dari *wind tunnel* harus dianalisa lebih lanjut untuk mendapatkan data distribusi tekanan, letak titik separasi, dan lebar *wake*. Penelitian ini dilakukan di Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS. Agar diperoleh informasi lengkap tentang karakteristik aliran pada *airfoil* tanpa *vortex generator* dan dengan menggunakan *vortex generator*, maka eksperimen dilakukan bertahap dengan variasi jarak penempatan VG terhadap *leading edge*, ketinggian VG terhadap *boundary layer thickness*, dan sudut orientasi terhadap *free-stream velocity*. Data yang dihasilkan dari eksperimen ini adalah distribusi tekanan pada sepanjang kontur *airfoil*.

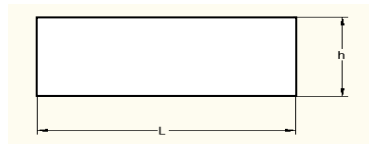
##### **3.1.1 Model dan Konfigurasi Uji**

Penelitian ini dilakukan pada *airfoil* NASA LS-0417 tanpa *vortex generator* dan dengan menggunakan *vortex generator*. *Airfoil* yang digunakan adalah *airfoil* asimetris NASA LS-0417. Sketsa *airfoil* ditunjukkan pada Gambar 3.1.

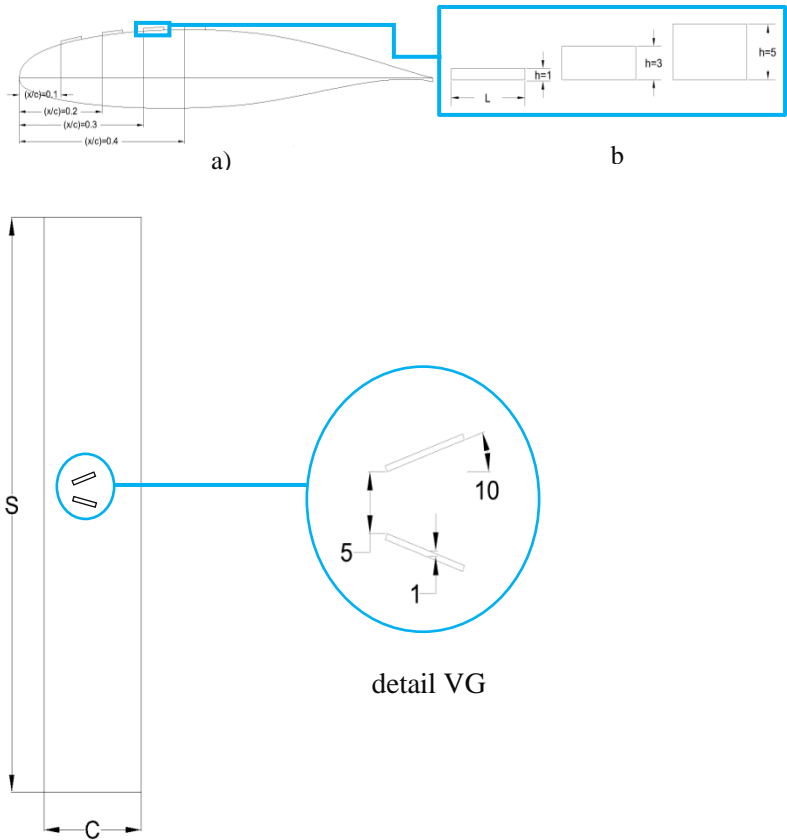


Gambar 3.1 Sketsa *airfoil* a) tampak isometris b) tampak atas c) tampak samping

Jenis VG yang digunakan adalah *rectangular counter rotating* dengan panjang  $l = 7,5 \text{ mm}$  dan jarak spasi sirip VG  $d = 5 \text{ mm}$ . Sedangkan sudut orientasi terhadap *free-stream velocity* ( $\beta$ ) yang digunakan adalah  $10^\circ$ . Sketsa *vortex generator* ditunjukkan pada Gambar 3.2. Penelitian dengan VG tersebut dilakukan pada variasi ketinggian VG dan jarak penempatan VG terhadap *leading edge*. Jarak penempatan VG dari *leading edge* terhadap *chord* ( $\frac{x}{c}$ ) adalah 0.1 ; 0.2; 0.3; 0.4. Ketinggian VG yang digunakan ( $h$ ) adalah 1mm, 3mm, 5mm. Konfigurasi uji penelitian ditunjukkan pada Gambar 3.3 dan Tabel 3.1. Secara ringkas parameter yang digunakan dapat ditunjukkan pada Tabel 3.2



Gambar 3.2 Sketsa *vortex generator*



Gambar 3.3 Konfigurasi uji a) variasi jarak penempatan VG terhadap *leading edge* terhadap *chord* b) variasi ketinggian VG

Tabel 3.1 Konfigurasi uji

Konfigurasi	A	B	C	D	E	F
$h$ (mm)	1	1	1	1	3	5
$x/c$	0.1	0.2	0.3	0.4	0.3	0.3

Tabel 3.2 Parameter dimensi *airfoil* dan *vortex generator*

Airfoil		Vortex generator	
Parameter	Dimensi	Parameter	Dimensi
<i>Chord</i> (C)	150 mm	Jarak spasi sirip VG (d)	5 mm
<i>Span</i> (S)	660 mm	Panjang VG (l)	7.5 mm
<i>Max. Thickness</i> (T)	25.5 mm	Tebal VG (t)	1 mm
<i>Angle of attack</i>	16°	Sudut orientasi terhadap <i>free-stream velocity</i> ( $\beta$ )	10°
		Ketinggian VG (h)	1 mm, 3 mm, 5 mm
		Jarak penempatan VG terhadap <i>leading edge</i> ( $\frac{x}{c}$ )	0,1; 0,2; 0,3;0,4

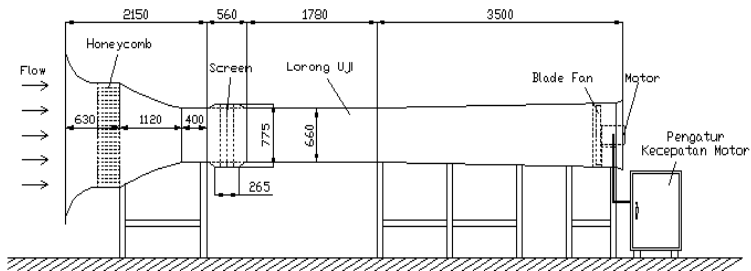
### 3.1.2 Peralatan Eksperimen

Eksperimen ini ditunjang oleh beberapa peralatan eksperimen yang digunakan untuk memperoleh hasil yang ingin dicapai sebagai berikut :

#### 1. Terowongan Angin

*Wind tunnel* yang digunakan dalam percobaan ini adalah *wind tunnel* jenis *open circuit wind tunnel*, dimana udara yang dialirkan dalam *wind tunnel* langsung bebas dilepas ke udara bebas setelah melalui *work section*. *Wind tunnel* ini bisa digolongkan sebagai *wind tunnel subsonic*. Kecepatan sisi *inlet* yang digunakan adalah 15 m/s ( $Re = 1.41 \times 10^5$ ), mengacu pada penelitian Nurcahya [14]. (Gambar 3.4)





Gambar 3.4. Skema penelitian pada model uji

## 2. Alat Ukur

Variabel yang akan diukur adalah tekanan statik ( $p_s$ ) yang diukur pada kontur benda uji dan tekanan stagnasi dengan menggunakan peralatan sebagai berikut :

### a. Pressure tap

Merupakan lubang – lubang kecil berdiameter 1 mm yang terpasang di sepanjang kontur bodi benda uji yang tegak lurus permukaan. *Pressure tap* ini berfungsi untuk mengukur besar tekanan statis di sepanjang permukaan benda uji dengan menghubungkan setiap *pressure tap* ke manometer.

### b. Pitot static tube

Alat ini berfungsi untuk mengukur besar tekanan statis dan tekanan stagnasi aliran fluida di tengah saluran uji yang kemudian dengan persamaan bernoulli dapat dihitung harga tekanan dinamisnya untuk kemudian mengukur harga kecepatan *free stream*.

### c. Pressure transducer

*Pressure transducer* berfungsi untuk mengukur besaran tekanan, tekanan yang terbaca akan diubah menjadi besaran arus.

### d. Data akuisisi

Data akuisisi berfungsi untuk mengetahui hasil data yang diperoleh dari *pressure transducer*.

- e. Manometer  
Alat ini berfungsi untuk menyatakan besar tekanan yang diukur dengan *pressure tap* dan atau *pitot static tube*. Manometer yang digunakan fluida kerjanya *red oil* ( $SG = 0.804$ ) dengan sudut kemiringan  $15^\circ$  untuk membaca  $\Delta h$  terukur.
- f. Termometer  
Termometer digunakan untuk mengukur temperatur fluida kerja.

### 3.1.3 Pengambilan Data Eksperimen

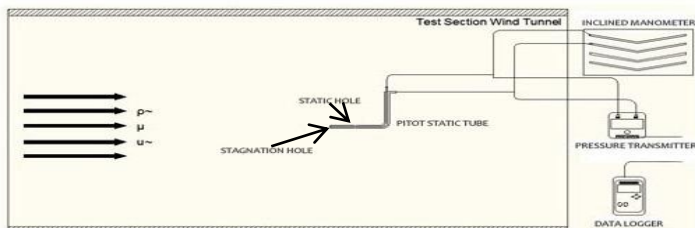
Pengambilan data yang dilakukan pada penelitian ini adalah pengukuran tekanan statis dan tekanan stagnasi

#### 3.1.3.1 Proses Validasi Pengukuran Manometer dan Pressure Transducer

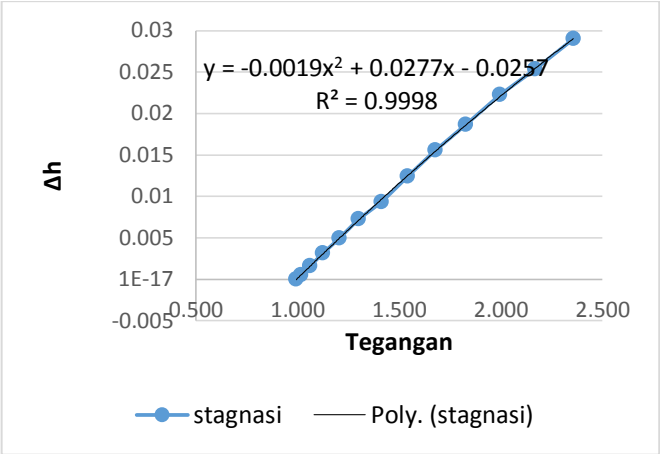
Untuk keakuratan data, maka dilakukan validasi pengukuran antara data hasil pengukuran dengan *pressure transducer* dan data hasil pengukuran dengan manometer.

- a. Mempersiapkan peralatan yang digunakan, meliputi *subsonic wind tunnel*, *pitot static tube*, *pressure transducer*, data akuisisi, selang bercabang, manometer, dan termometer.
- b. Memposisikan *pitot static tube* agar terletak tepat di titik tengah *test section wind tunnel* dengan arah tegak lurus arah aliran menghadap *inlet wind tunnel*.
- c. Menyambungkan salah satu ujung masing-masing selang bercabang pada lubang *output* stagnasi dan lubang *output* statis dari *pitot static tube* kemudian masing-masing ujung lainnya ke manometer dan *pressure transducer*. Selang bercabang inilah yang menghubungkan *pitot static tube* ke manometer dan *pressure transducer*.

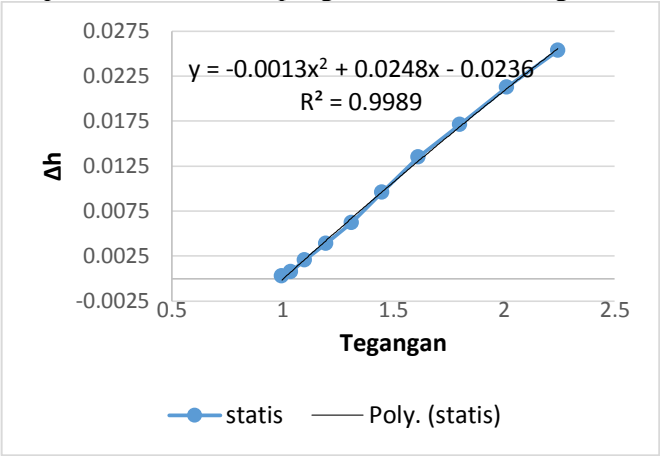
- d. Mengukur temperatur kerja ruangan dan mencatatnya dalam tabel perhitungan untuk menentukan *properties* udara.
- e. Membaca nilai awal ketinggian *red oil* manometer dan nilai awal *pressure transducer*.
- f. Menghidupkan *fan wind tunnel* pada putaran 500 rpm dengan waktu tunggu 120
- g. detik.
- h. Membaca  $\Delta h$  yang terukur pada manometer dan mencatatnya dalam tabel perhitungan.
- i. Membaca *output pressure transducer* yang sudah diambil nilai rata-rata dari 50 kali pengambilan data pada satu titiknya melalui data akuisisi. Data yang terbaca berupa nilai tegangan dalam satuan *volt (V)* yang kemudian dicatat dalam tabel perhitungan.
- j. Mengubah putaran *fan wind tunnel* dengan kenaikan 50 rpm tanpa mematikan *fan wind tunnel*.
- k. Mengulangi langkah pada poin 6 sampai 9 sampai putaran 1000 rpm.
- l. Data  $\Delta h$  dari manometer diproses dalam perhitungan sampai menghasilkan data tekanan dan kecepatan kemudian diplot dengan data tegangan listrik dari data akuisisi kedalam bentuk grafik untuk mengetahui persamaannya.



Gambar 3.5 Skema validasi manometer *value* terhadap nilai keluaran *pressure transducer (V)* data validasi



Gambar 3.6 Grafik kalibrasi Δh manometer terhadap tegangan *pressure transducer* pengukuran tekanan stagnasi

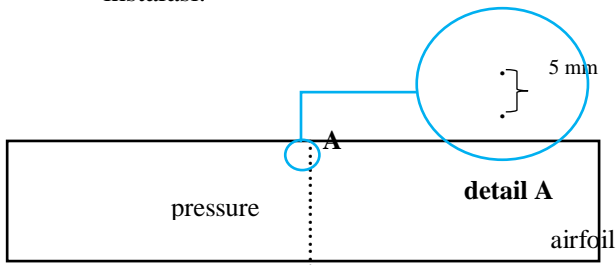


Gambar 3.7 Grafik kalibrasi Δh manometer terhadap tegangan *pressure transducer* pengukuran tekanan statis

3.1.3.2 Prosedur Pengukuran Tekanan Statis

Langkah–langkah dalam melakukan pengukuran tekanan statis adalah:

- a. Memasang *airfoil* dan memastikan *wall pressure tap* terpasang pada lubang sepanjang *midspan airfoil* dengan jumlah dan jarak yang telah ditentukan.
- b. Memastikan selang kapiler telah terpasang dan telah diberi penamaan dengan baik pada masing-masing *wall pressure tap*.
- c. Mencatat pembacaan awal pada *inclined manometer*.
- d. Menghidupkan *blower* dan mengatur putaran untuk mendapatkan kecepatan yang diinginkan.
- e. Menghubungkan selang kapiler untuk *wall pressure tap* pertama dengan selang kapiler *pressure transducer*.
- f. Mencatat perubahan tegangan yang terjadi (V) pada data *logger* yang menunjukkan hasil pengukuran *pressure tap*
- g. Melepas selang kapiler *inclined manometer* dari selang kapiler untuk *wall pressure tap* pertama kemudian menghubungkannya dengan selang kapiler untuk *wall pressure tap* yang kedua.
- h. Mengulangi langkah f) dan g) hingga didapatkan data pada posisi *pressure tap* yang terakhir di ujung outlet instalasi.



Gambar 3.8 *Wall Pressure Tap* pada *Airfoil*

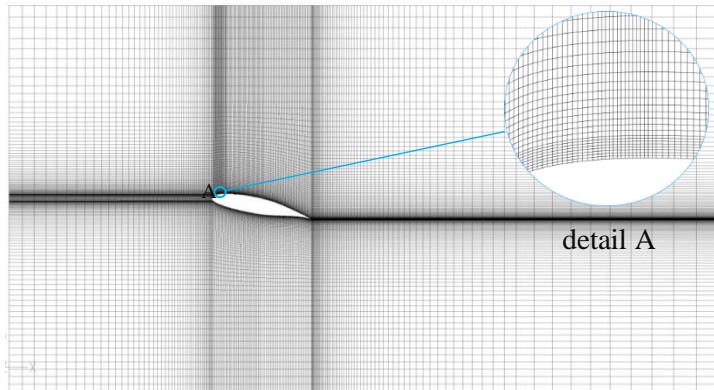
### 3.2 Metode Numerik

Penelitian numerik menggunakan metode komputasi fluida atau yang lebih sering disebut sebagai metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD). *Software* yang digunakan pada penelitian ini yaitu *software* Gambit 2.4.6. dan *software* Fluent 6.3.26. *Software* Gambit 2.4.6. digunakan sebagai alat bantu pemodelan bentuk *airfoil* dan *vortex generator* dan melakukan diskritisasi (*meshing*). *Software* Fluent 6.3.26 digunakan sebagai alat bantu untuk melakukan iterasi (*running*). Langkah – langkah yang dilakukan pada penelitian numerik adalah:

#### 3.2.1 Tahap Pre-processing

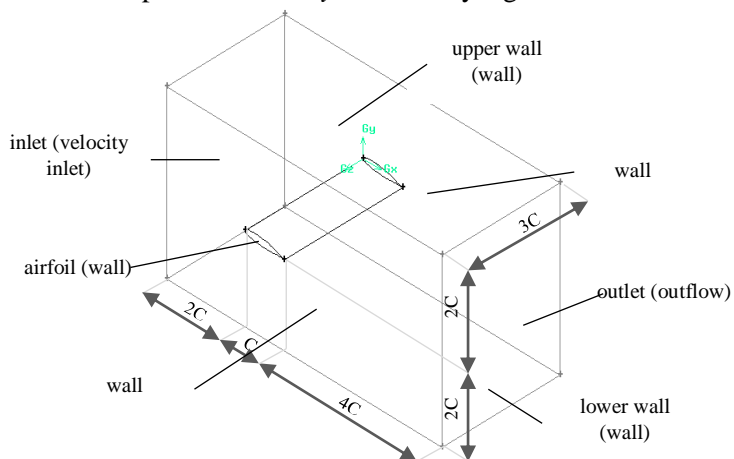
Tahap *pre-processing* ini merupakan tahapan awal dalam metode numerik yang dilakukan dengan memasukkan data awal. Data awal yang dimaksud adalah model geometri, kondisi batas, dan *meshing volume*. Piranti lunak yang digunakan pada tahap *pre-processing* ini adalah *Gambit* 2.4.6. Tahapan – tahapan yang dilakukan dalam *pre-processing* adalah:

- a. Membuat model geometri dari *airfoil* dan *vortex generator* dengan spesifikasi yang mengacu terhadap ukuran *test section* instalasi peralatan pada metode eksperimen dengan bentuk 3D.
- b. Membuat *meshing volume* dengan tipe *hexahedral-map*. *Mesh* pada daerah dekat dengan *surface* dibuat rapat. *Meshing* pada penelitian ini dapat ditampilkan pada Gambar 3.9.



Gambar 3.9 *Meshing Model Uji*

- c. Mendefinisikan kondisi batas atau *boundary condition* yaitu penentuan parameter - parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran. Kondisi batas *inlet* didefinisikan sebagai *velocity inlet*. Kondisi batas bagian sisi atas, bawah, dan samping didefinisikan *wall*. Kondisi batas *outlet* adalah *outflow*. Pada gambar 3.10 ditampilkan *boundary condition* yang telah ditentukan.



Gambar 3.10 *Boundary condition model uji*

### 3.2.2 Tahap Solver

Setelah melakukan tahap *pre-processing*, kemudian dilakukan tahap *solver* untuk melakukan iterasi (*running*). *Software* yang digunakan pada tahap ini adalah *Fluent 6.3.26*. Berikut ini merupakan tahapan yang dilakukan dalam *solver*:

a. *Grid*

Tahap awal yang dilakukan setelah masuk pada software *Fluent* adalah memilih perintah *read* untuk data hasil ekspor dari software *Gambit*. Kemudian dilakukan pengecekan *grid*. Setelah itu skala model ditentukan. Pada penelitian ini menggunakan skala dalam satuan mm.

b. *Models*

Pada tahap ini dilakukan pemodelan karakteristik aliran, meliputi pemilihan model *solver* dan penentuan *turbulence model* yang digunakan. *Turbulence model* yang digunakan pada penelitian ini adalah  $k - \epsilon$  standar.

c. *Materials*

Jenis dan *properties* dari material dimasukkan sesuai dengan kondisi dari lingkungan yaitu pada temperatur 30°C dan tekanan 1 atm. Pemodelan ini menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan *density* ( $\rho$ ) 1,17 kg/m<sup>3</sup> dan *viskositas* ( $\mu$ )  $1,86 \times 10^{-5}$  kg/m.s.

d. *Operating Conditions*

Pada tahap ini berfungsi untuk menentukan kondisi daerah operasi dan lingkungan di sekitar benda uji. *Operating conditions* menggunakan *standard temperature* dan *pressure* yaitu 1 atm atau 101325 Pascal.

e. *Boundary Conditions*

Pada tahap ini berfungsi untuk menentukan parameter-parameter dan batasan – batasan pada aliran fluida yang melewati benda uji pada *inlet* maupun *outlet*. Pada daerah *inlet boundary conditions* didefinisikan *velocity inlet*



dengan nilai kecepatan ditentukan dari penelitian eksperimen sebesar 15 m/s ( $Re = 1.41 \times 10^5$ ). *Boundary conditions* pada sisi outlet adalah outflow. Bagian sisi atas, bawah dan samping didefinisikan sebagai wall.

f. *Solutions*

*Solutions* pada penelitian ini akan menggunakan *discretization second order untuk pressure, second-order upwind untuk momentum, turbulence kinetic energy dan turbulence dissipation rate*.

g. *Initialize*

Pada tahap ini berfungsi menentukan perhitungan awal untuk memudahkan dalam mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. *Initialize* pada inlet didefinisikan sebagai *velocity inlet* sebesar 15 m/s.

h. *Monitor Residual*

Pada tahap ini berfungsi sebagai penyelesaian masalah, berupa proses iterasi sampai mencapai harga kriteria konvergensi yang diinginkan. Kriteria konvergensi ditetapkan sebesar  $10^{-5}$ , artinya proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga kurang dari atau sama dengan  $10^{-5}$ . Untuk persamaan kontinuitas, momentum ke arah x, y, dan z ditetapkan kriteria konvergensi sebesar  $10^{-5}$ .

i. *Iterate*

Pada langkah ini merupakan langkah perhitungan pada Fluent 6.3.26. Pada tahap ini dilakukan iterasi sampai convergence criterion sebesar  $10^{-5}$ .

j. *Grid independency*

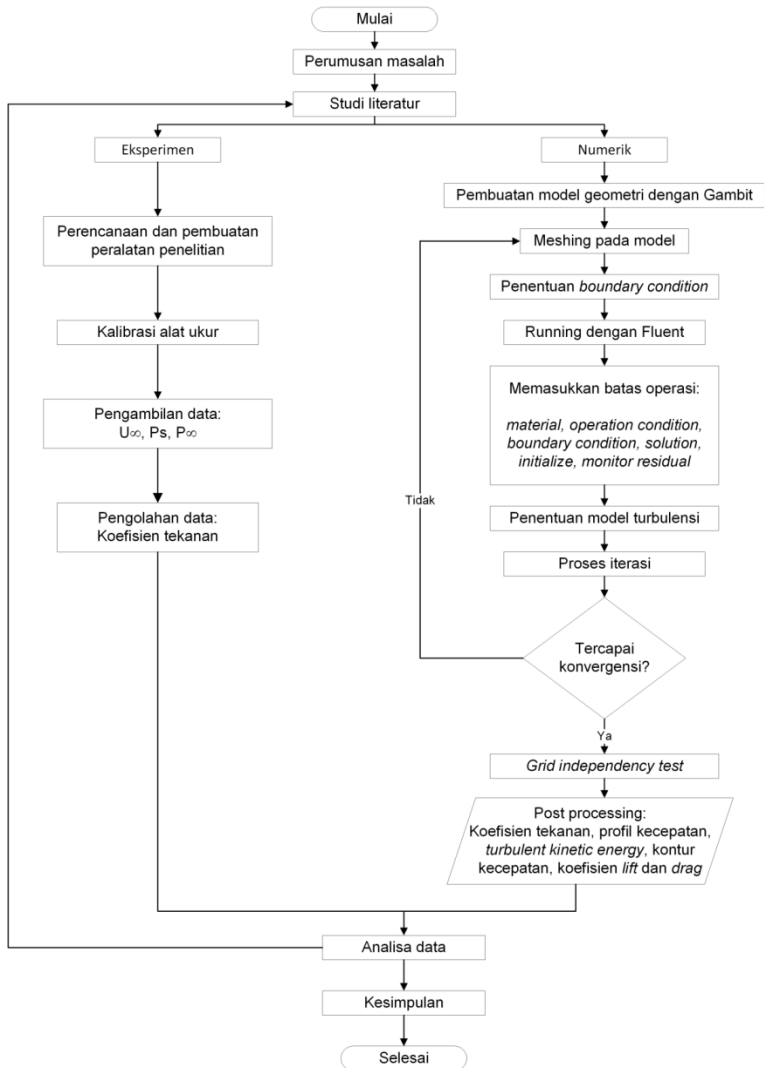
*Grid independency* diperlukan untuk mendapatkan hasil data yang tidak dipengaruhi oleh jumlah grid sehingga data yang diperoleh lebih akurat. Dari langkah ini akan didapatkan jumlah *grid* yang relatif lebih baik sehingga data numerik dapat dibandingkan dengan data

eksperimen. Penentuan grid yang paling baik didasarkan pada jumlah grid dimana perubahan nilai yang ditinjau tidak berubah secara signifikan. Setelah itu baru dipilih mesh dengan total grid yang paling sedikit dengan tujuan untuk meminimalkan penggunaan *memory* dan waktu *running*.

### **3.2.3 Tahap Post-processing**

Pada tahap ini ditampilkan hasil yang telah diperoleh. Hasil ini dapat divisualisasikan melalui tampilan *grid display*, plot kontur kecepatan, plot *vector*, dan lain-lain sesuai dengan yang ingin digunakan pada analisa.

Secara singkat prosedur penelitian eksperimen dan penelitian numerik pada *airfoil* ini dapat dijelaskan dengan menggunakan *flowchart* yang ditunjukkan pada gambar 3.11.



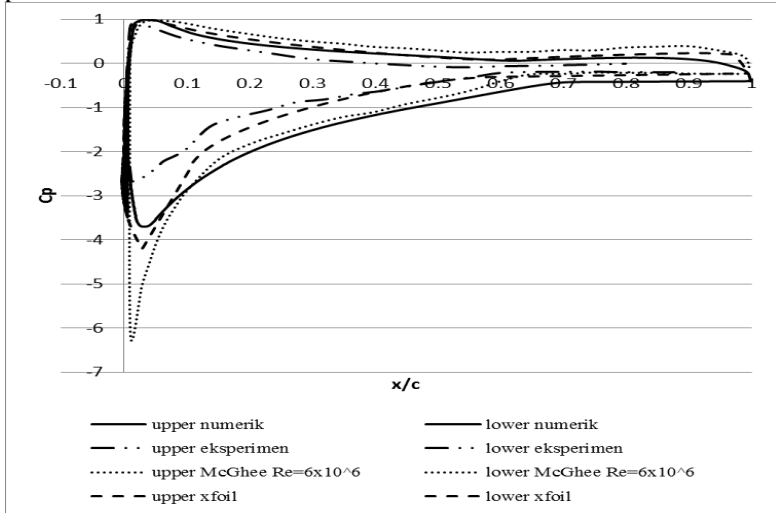
Gambar 3.9 Flowchart penelitian airfoil



## BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

### 4.1 Validasi

Model numerik yang telah dibuat divalidasi dengan data eksperimen penelitian, eksperimen dari McGhee [25] serta hasil kalkulasi XFOIL pada plain airfoil NASA LS-0417. Hal ini dilakukan untuk menguji kapabilitas dari model numerik yang digunakan untuk menyimulasikan *airfoil*. Validasi yang dilakukan adalah membandingkan koefisien tekanan plain airfoil pada berbagai model. Model airfoil McGhee [25] memiliki kesamaan tipe airfoil yang digunakan namun memiliki perbedaan nilai Re dan Mach number. Gambar 4.1. menunjukkan bahwa model numerik yang dibuat memiliki trendline nilai koefisien tekanan yang sama dengan hasil eksperimen dan kalkulasi XFOIL. Namun hasil simulasi numerik memiliki perbedaan yang signifikan dengan eksperimen McGhee [25] dikarenakan perbedaan nilai Re dan Mach number model.



Gambar 4.1. Validasi model numerik dengan data eksperimen serta hasil kalkulasi XFOIL

#### 4.2 Analisa Grid Independency

Pada simulasi numerik, resolusi *mesh* di sekitar *airfoil* merupakan hal penting yang perlu diperhatikan, dimana hal ini menentukan kualitas dari hasil komputasi. *Grid independency* merupakan langkah untuk menentukan jumlah grid yang optimal agar pemodelan numerik mempunyai hasil yang baik namun tidak terlalu memakan kerja *memory*.

Tabel 4.1 menunjukkan nilai koefisien *lift* dengan jumlah *meshing* yang berbeda. Pada *grid independency test* ini digunakan *airfoil* 2D NASA LS-0417 untuk menyederhanakan komputasi. Konfigurasi *airfoil* yang digunakan menggunakan *angle of attack*  $16^\circ$  dengan bilangan Reynolds  $1.41 \times 10^5$ . *Meshing* A merupakan *meshing* yang paling renggang dengan jumlah *cells* 61.250, Sedangkan *meshing* E adalah *meshing* paling rapat dengan jumlah *cells* 159.000. Perbedaan antara *mesh* satu dengan yang lain adalah 20% dari jumlah *mesh* sebelumnya, hal ini dilakukan agar tidak terjadi perubahan *error* yang besar secara tiba-tiba. Nilai  $C_L$  dari lima tipe *mesh* tersebut akan dibandingkan dan dicari *error* yang paling kecil. Berdasarkan tabel 4.1 dapat dilihat *mesh* A memiliki *error* paling besar yaitu sebesar 2.16%, sedangkan *mesh* D memiliki *error* terkecil yaitu 0.16%. Karena *error mesh* C dengan *mesh* D tidak terlalu besar, maka *mesh* digunakan pada penelitian numerik.

Tabel 4.1 Analisa *grid independency test*

Nama Mesh	Jumlah Mesh	Nilai $C_L$	Error
Mesh A	61250	1.08633	-
Mesh B	85000	1.10975	2.16%
Mesh C	106800	1.12811	1.65%
Mesh D	122000	1.12997	0.16%
Mesh E	159000	1.12689	-0.27%

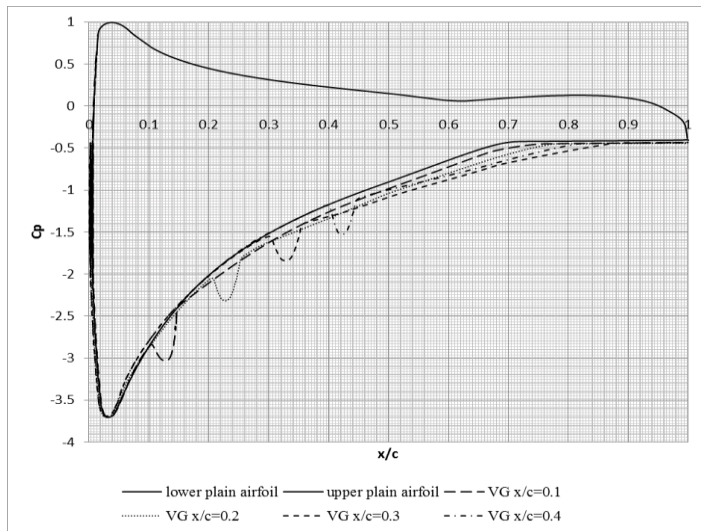
### 4.3 Analisa Karakteristik Aliran

Modifikasi *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* bertujuan untuk mempercepat transisi *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*. Penelitian pada sub bab ini akan dijelaskan mengenai hasil karakteristik aliran melewati *airfoil* 3D NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator*. Nilai koefisien tekanan *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* akan dibandingkan baik numerik dan eksperimen. Selain itu, visualisasi kontur kecepatan juga ditampilkan untuk mengetahui seberapa besar pengaruh penambahan *vortex generator* untuk menunda separasi.

#### 4.3.1 Karakteristik Aliran Airfoil dengan Vortex Generator pada Variasi $x/c$

Koefisien tekanan ( $C_p$ ) merupakan bilangan tak berdimensi yang menggambarkan tekanan statis terhadap tekanan *freestream*. Koefisien tekanan merupakan parameter yang dapat digunakan untuk mempelajari karakteristik aliran fluida melalui *airfoil*. Distribusi tekanan statis sepanjang *airfoil* dapat menginterpretasikan karakteristik aliran fluida yang terjadi.

Nilai koefisien tekanan eksperimen diambil pada *midspan airfoil* baik pada *airfoil* dengan *vortex generator* maupun tanpa *vortex generator* serta pada *mid span*. Nilai koefisien tekanan simulasi numerik diambil pada *midspan* untuk *airfoil* tanpa *vortex generator* dan pada  $z=0.017$  untuk *airfoil* dengan *vortex generator*. Data yang ditampilkan yaitu *airfoil* NASA LS-0417 tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator*. Parameter *vortex generator* yang digunakan adalah ketinggian *vortex generator* ( $h$ ) = 1 mm dan sudut orientasi terhadap *freestream* ( $\beta$ ) =  $10^\circ$  dengan variasi jarak penempatan *vortex generator* ( $x/c$ ) = 0.1;0.2;0.3;0.4. Grafik hubungan koefisien tekanan ( $C_p$ ) terhadap  $x/c$  untuk *angle of attack*  $16^\circ$  pada  $Re = 1.41 \times 10^5$  disajikan pada Gambar 4.2



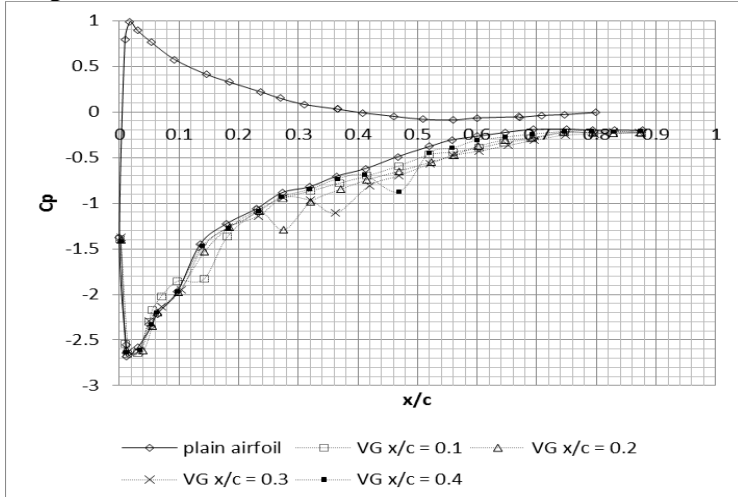
Gambar 4.2 Grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  numerik *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* variasi  $x/c$  pada  $h = 1\text{mm}$

Gambar 4.2 memperlihatkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) fungsi  $x/c$  pada *airfoil* NASA LS-0417 dengan *vortex generator* dan tanpa *vortex generator*. Pada grafik terlihat bahwa aliran mengalami percepatan tinggi pada sisi *upper side airfoil* yang ditandai dengan nilai  $C_p$  turun secara tajam pada  $C_p = -3.7$ . Hal ini dikarenakan aliran melewati *convergence streamtube* dan dikenai *angle of attack* yang tinggi sehingga aliran mengalami percepatan fluktuatif. Kemudian  $C_p$  mengalami kenaikan ketika aliran melewati *downstream airfoil*. Hal ini dikarenakan aliran melewati *divergence streamtube* sehingga kecepatan aliran berkurang. Setelah itu aliran akan mengalami separasi karena tidak mampu melawan tegangan geser permukaan dan *adverse pressure*. Titik separasi *airfoil* tanpa *vortex generator* terjadi pada  $x/c = 0.71$ . Pada *airfoil* dengan *vortex generator*, trendline grafik mengalami *discontinuity* pada masing-masing posisi *vortex generator*. Hal ini disebabkan oleh aliran mengalami *blockage* akibat *vortex generator* yang dipasang pada *upper side*



*airfoil*. Setelah melewati *vortex generator*, aliran mengalami kenaikan momentum dan kecepatan akibat adanya turbulensi oleh *vortex generator*. Hal ini ditandai dengan nilai  $C_p$  *airfoil* dengan *vortex generator* nilainya lebih negatif dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *vortex generator*. Momentum aliran tersebut digunakan untuk melawan tegangan geser dan *adverse pressure* sehingga separasi tertunda ke belakang. Titik separasi *airfoil* dengan *vortex generator*  $x/c = 0.1; 0.2; 0.3; 0.4$  berturut-turut adalah  $0.75; 0.78; 0.86; 0.82$ . Pada grafik tersebut menunjukkan *airfoil* dengan *vortex generator*  $x/c = 0.3$  merupakan yang paling baik dalam menunda separasi.

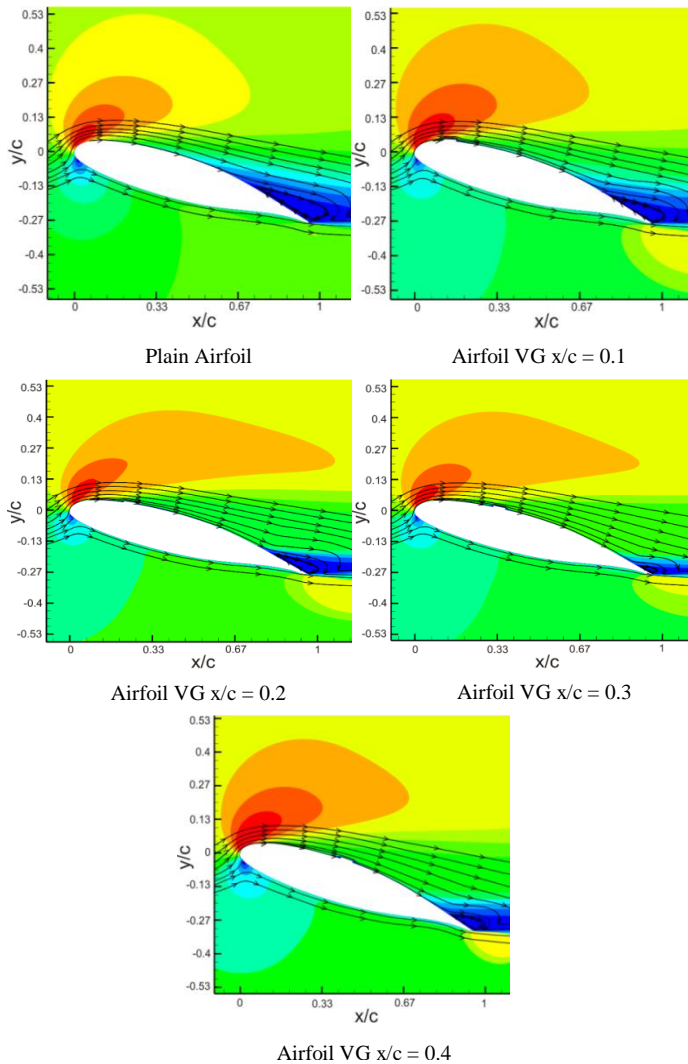
Untuk mendukung data kuantitatif numerik terhadap karakteristik aliran yang melintasi *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator*, maka perlu disajikan data kuantitatif tentang pengujian eksperimen distribusi tekanan pada *midspan airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator*. Hasil karakteristik aliran didefinisikan melalui grafik distribusi  $C_p$  fungsi  $x/c$  seperti pada gambar 4.3 di bawah ini.



Gambar 4.3 Grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  eksperimen *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* variasi  $x/c$  pada  $h = 1\text{ mm}$

Gambar 4.3 memperlihatkan hasil eksperimen distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) fungsi  $x/c$  pada *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* pada  $x/c = 0.1, 0.2, 0.3, 0.4$ . Pengambilan data dilakukan pada midspan *airfoil*. Grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  tidak bisa penuh karena keterbatasan penempatan *pressure tap* pada *trailing edge* benda uji. Gambar 4.3 menunjukkan *stagnation point* bergeser ke titik  $x/c = 0.017$ . Nilai  $C_p$  minimum pada grafik hasil eksperimen adalah -2.63. Pada Gambar menunjukkan penambahan *vortex generator* dapat menunda terjadinya separasi yang ditandai dengan mundurnya *separation point* ke *trailing edge*. Grafik eksperimen dan numerik memiliki trendline grafik yang sama walaupun nilainya ada yang berbeda. Hal ini disebabkan oleh perbedaan beberapa parameter input pada simulasi numerik dengan eksperimen. Parameter tersebut antara lain viskositas udara, *turbulent intensity*, dan keterbatasan model turbulensi simulasi numerik.

Untuk menjelaskan fenomena aliran yang terjadi di sekitar *airfoil*, dapat dijelaskan secara kualitatif melalui visualisasi aliran dari data simulasi numerik seperti pada gambar di bawah ini.



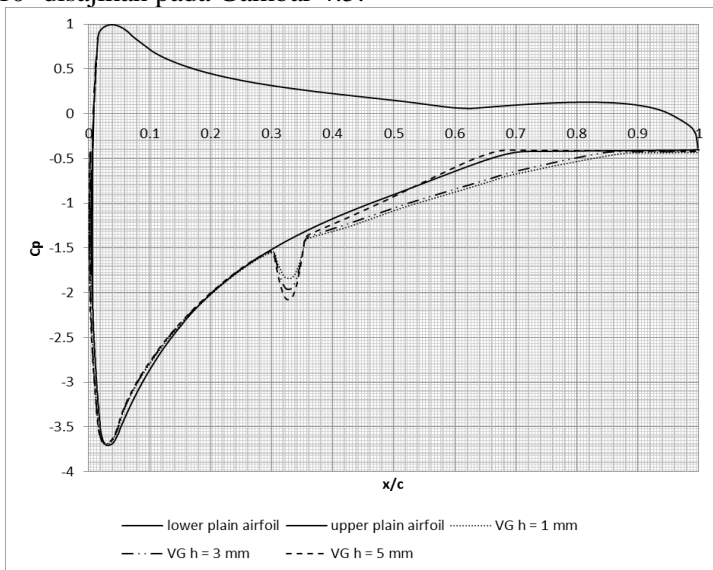
Gambar 4.4 Visualisasi *streamline* pada kontur kecepatan hasil pemodelan *airfoil* NASA LS-0417 pada  $\alpha = 16^\circ$  dengan  $Re = 1.41 \times 10^5$  variasi  $x/c$  pada  $h = 1 \text{ mm}$

Gambar 4.4 memperlihatkan visualisasi aliran pada *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* pada *angle of attack*  $16^\circ$ . Pada visualisasi aliran, terlihat bahwa titik stagnasi bergeser ke arah *lower side* akibat adanya *angle of attack*. Hal ini menyebabkan aliran dipercepat pada *leading edge* menuju *upper side* membentuk *S curve*. Kemudian momentum aliran akan bertambah besar akibat melewati *convergence streamtube*. Hal ini ditandai dengan kontur warna merah pada *leading edge upper side airfoil*. Setelah itu aliran akan melewati *divergence streamtube* dimana kecepatan aliran akan tereduksi yang ditandai dengan kontur warna biru muda. Aliran yang memiliki kecepatan rendah tersebut tidak mampu melawan *adverse pressure* dan tegangan geser sehingga aliran akan terseparasi. Daerah di belakang *separation point* merupakan daerah yang memiliki kecepatan yang sangat rendah yang mengakibatkan terjadinya *wake*. Gambar 4.3 menunjukkan pada *plain airfoil* memiliki daerah *wake* yang paling besar. *Wake* tersebut dimulai dari *separation point*  $x/c = 0.7$ . Pada Gambar 4.4 secara keseluruhan, penambahan *vortex generator* pada penempatan  $x/c = 0.1; 0.2; 0.3; 0.4$  dapat mereduksi *wake* yang terjadi. Reduksi *wake* yang paling besar terjadi pada *airfoil* dengan penempatan *vortex generator* pada  $x/c = 0.3$  dimana memiliki ukuran *wake* paling kecil.

Pada Gambar 4.4 juga memperlihatkan luasan kontur kecepatan yang berbeda. Kontur kecepatan tersebut akan mempengaruhi distribusi tekanan pada *airfoil*. Pada *airfoil* dengan *vortex generator*, luasan daerah berwarna biru *lower side* dan daerah berwarna kuning pada *upper side* bertambah besar. Selain itu, luasan daerah berwarna biru pada *trailing edge* juga semakin berkurang. Hal tersebut mengindikasikan bahwa kecepatan aliran pada *lower side* semakin berkurang dan pada *upper side* semakin bertambah. Hal ini akan menyebabkan tekanan pada *lower side* bertambah. Akibatnya gaya angkat pada *airfoil* akan semakin bertambah.

### 4.3.2 Karakteristik Aliran Airfoil dengan Vortex Generator pada Variasi $h$

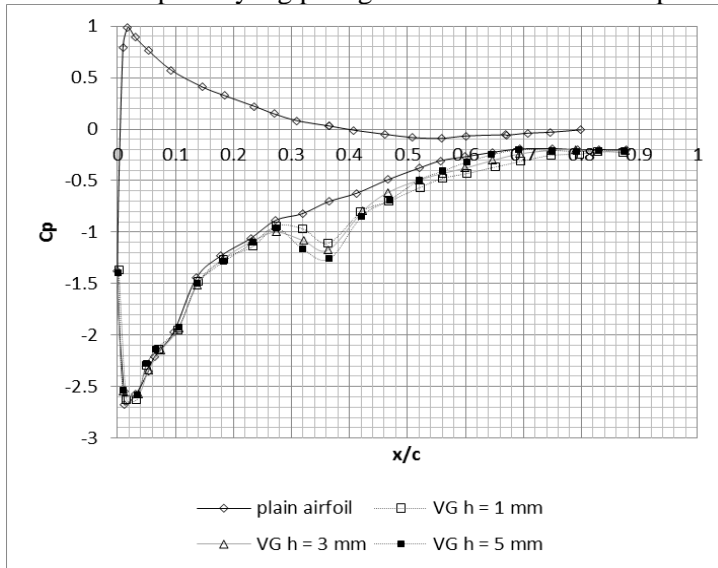
Nilai koefisien tekanan eksperimen diambil pada midspan airfoil baik pada airfoil dengan *vortex generator* maupun tanpa *vortex generator* serta pada *mid span*. Nilai koefisien tekanan simulasi numerik diambil pada midspan untuk airfoil tanpa *vortex generator* dan pada  $z=0.017$  untuk airfoil dengan *vortex generator*. Data yang ditampilkan yaitu *airfoil* NASA LS-0417 tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator*. Parameter *vortex generator* yang digunakan adalah jarak penempatan *vortex generator*  $(x/c) = 0.3$  dan sudut orientasi terhadap freestream  $(\beta) = 10^\circ$  dengan variasi ketinggian *vortex generator*  $(h) = 0.1; 0.2; 0.3; 0.4$ . Grafik hubungan koefisien tekanan ( $C_p$ ) terhadap  $x/c$  untuk *angle of attack*  $16^\circ$  pada  $Re = 1.41 \times 10^5$  disajikan pada Gambar 4.5.



Gambar 4.5 Grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  numerik *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* variasi  $h$  pada  $x/c = 0.3$

Gambar 4.5 memperlihatkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) fungsi  $x/c$  pada *airfoil* NASA LS-0417 dengan *vortex generator* dan tanpa *vortex generator*. Pada grafik terlihat bahwa aliran mengalami percepatan tinggi pada sisi *upper side airfoil* yang ditandai dengan nilai  $C_p$  turun secara tajam pada  $C_p = -3.7$ . Hal ini dikarenakan aliran melewati *convergence streamtube* dan dikenai *angle of attack* yang tinggi sehingga aliran mengalami percepatan fluktuatif. Kemudian  $C_p$  mengalami kenaikan ketika aliran melewati *downstream airfoil*. Hal ini dikarenakan aliran melewati *divergence streamtube* sehingga kecepatan aliran berkurang. Setelah itu aliran akan mengalami separasi karena tidak mampu melawan tegangan geser permukaan dan *adverse pressure*. Titik separasi *airfoil* tanpa *vortex generator* terjadi pada  $x/c = 0.71$ . Pada *airfoil* dengan *vortex generator*, trendline grafik mengalami discontinuity pada  $x/c = 0.1$ . Hal ini disebabkan oleh aliran mengalami *blockage* akibat *vortex generator* yang dipasang pada *upper side airfoil*. Setelah melewati *vortex generator*, aliran mengalami kenaikan momentum dan kecepatan akibat adanya turbulensi oleh *vortex generator*. Hal ini ditandai dengan nilai  $C_p$  *airfoil* dengan *vortex generator* nilainya lebih negatif dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *vortex generator*. Momentum aliran tersebut digunakan untuk melawan tegangan geser dan *adverse pressure* sehingga separasi tertunda ke belakang. Pada *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 1$  mm dan  $h = 3$  mm, titik separasi lebih mundur ke *trailing edge*. Titik separasi *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 1$  mm dan  $h = 3$  mm berturut-turut adalah pada  $x/c = 0.86$  dan  $0.84$ . Namun pada *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 5$  mm titik separasi semakin maju menjauhi *trailing edge* pada  $x/c = 0.68$ . Hal ini disebabkan oleh ketinggian *vortex generator* yang melebihi *boundary layer thickness airfoil* dimana *vortex generator* menyebabkan *blockage* aliran terlalu besar. Akibatnya terjadi *bubble separation* yang terlalu besar pada *outlet vortex generator*. Hal ini dapat menyebabkan bertambah besarnya nilai koefisien *drag airfoil*.

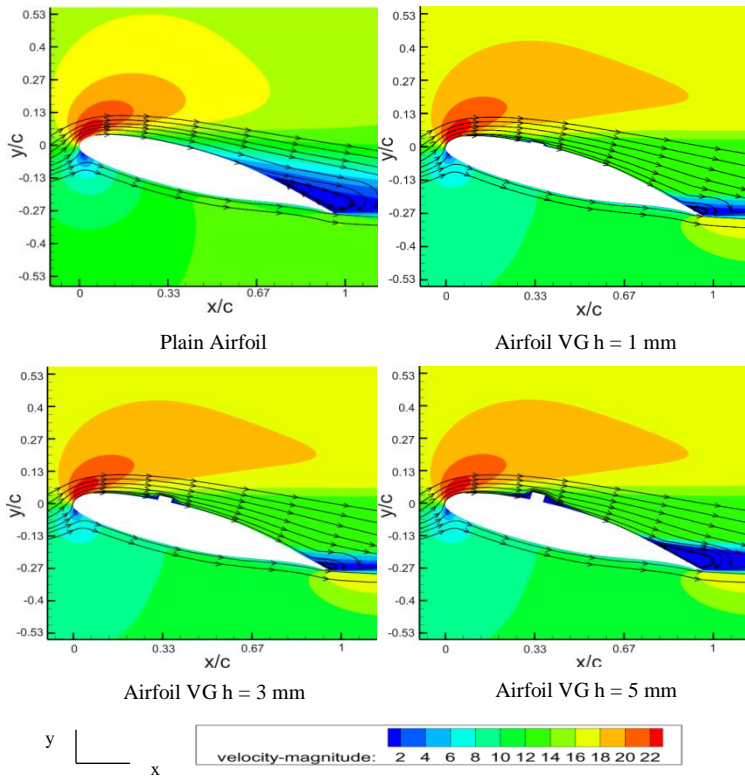
Pada grafik tersebut menunjukkan *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 1 \text{ mm}$  merupakan yang paling baik dalam menunda separasi.



Gambar 4.6 Grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  eksperimen *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* variasi  $h$  pada  $x/c = 0.3$

Gambar 4.6 memperlihatkan hasil eksperimen distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) fungsi  $x/c$  pada *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* pada  $x/c = 0.1, 0.2, 0.3, 0.4$ . Pengambilan data dilakukan pada midspan *airfoil*. Grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  tidak bisa penuh karena keterbatasan penempatan *pressure tab* pada *trailing edge* benda uji. Gambar 4.6 menunjukkan *stagnation point* bergeser ke titik  $x/c = 0.017$ . Nilai  $C_p$  minimum pada grafik hasil eksperimen adalah -2.7. Pada Gambar menunjukkan penambahan *vortex generator* dapat menunda terjadinya separasi yang ditandai dengan mundurnya *separation point* ke *trailing edge*. Grafik eksperimen dan numerik memiliki trendline grafik yang sama walaupun nilainya ada yang berbeda. Perbedaan tersebut antara lain *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 5 \text{ mm}$  dapat menunda terjadinya separasi pada

eksperimen. Sedangkan pada simulasi numerik, *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 5$  mm titik separasi semakin maju ke depan daripada *plain airfoil*. Hal ini disebabkan oleh perbedaan beberapa parameter input pada simulasi numerik dengan eksperimen. Parameter tersebut antara lain viskositas udara, *turbulent intensity*, dan keterbatasan model turbulensi simulasi numerik.



Gambar 4.7 Visualisasi *streamline* pada kontur kecepatan hasil pemodelan *airfoil* NASA LS-0417 pada  $\alpha = 16^\circ$  dengan  $Re = 1.41 \times 10^5$  variasi  $h$  pada  $x/c = 0.3$



Gambar 4.7 memperlihatkan visualisasi aliran pada airfoil NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator*. pada *angle of attack*  $16^\circ$ . Pada visualisasi aliran, terlihat bahwa titik stagnasi bergeser ke arah *lowerside* akibat adanya *angle of attack*. Hal ini menyebabkan aliran dipercepat pada *leading edge* menuju *upper side* membentuk *S curve*. Kemudian momentum aliran akan bertambah besar akibat melewati *convergence streamtube*. Hal ini ditandai dengan kontur warna merah pada *leading edge upper side* airfoil. Setelah itu aliran akan melewati *divergence streamtube* dimana kecepatan aliran akan tereduksi yang ditandai dengan kontur warna biru muda. Aliran yang memiliki kecepatan rendah tersebut tidak mampu melawan *adverse pressure* dan tegangan geser sehingga aliran akan terseparasi. Daerah di belakang *separation point* merupakan daerah yang memiliki kecepatan yang sangat rendah yang mengakibatkan terjadinya *wake*. Gambar 4.7 menunjukkan pada *plain airfoil* memiliki daerah *wake* yang paling besar. *Wake* tersebut dimulai dari *separation point*  $x/c = 0.7$ . Pada Gambar 4.10 secara keseluruhan, penambahan *vortex generator* pada variasi ketinggian  $h = 1; 3; 5$  mm dapat mereduksi *wake* yang terjadi. Reduksi *wake* yang paling besar terjadi pada *airfoil* dengan ketinggian *vortex generator*  $h = 1$  mm dimana memiliki *wake* paling kecil. Selain itu, pada gambar juga terlihat adanya *bubble separation* setelah *outlet vortex generator*. Luasan *bubble separation* yang terbesar terjadi pada *vortex generator* dengan ketinggian  $h = 5$  mm. Dimana hal ini akan menambah koefisien *drag airfoil*.

Pada Gambar 4.7 juga memperlihatkan luasan kontur kecepatan yang berbeda. Kontur kecepatan tersebut akan mempengaruhi distribusi tekanan pada *airfoil*. Pada *airfoil* dengan *vortex generator*, luasan daerah berwarna biru *lowerside* dan daerah berwarna kuning pada *upper side* bertambah besar. Selain itu, luasan daerah berwarna biru pada *trailing edge* juga semakin berkurang. Hal tersebut mengindikasikan bahwa kecepatan aliran pada *lowerside* semakin berkurang dan pada *upper side* semakin bertambah. Hal ini akan menyebabkan tekanan pada *lowerside*

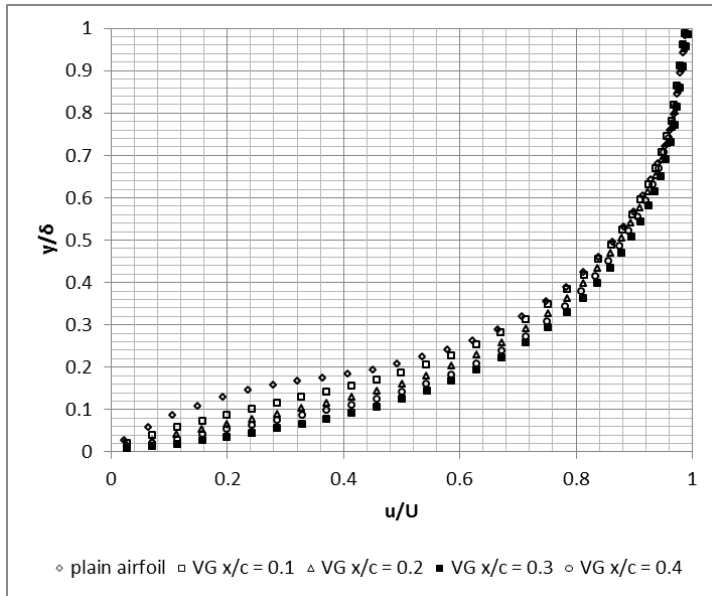
bertambah. Akibatnya gaya angkat pada *airfoil* akan semakin bertambah.

#### **4.4 Analisa Profil Kecepatan dan *Turbulent Kinetic Energy***

*Vortex generator* dapat memicu turbulensi dimana dapat mempercepat transisi *laminar boundary layer* menuju *turbulent boundary layer*. Pada *turbulent boundary layer*, kecepatan dekat permukaan nilainya lebih besar dibandingkan *laminar boundary layer*. Pada sub bab ini disajikan data profil kecepatan untuk mengetahui bagaimana pengaruh *vortex generator* dalam meningkatkan momentum aliran. *Vortex generator* juga dapat menciptakan energi fluktuasi yang dapat ditransfer menjadi momentum untuk melawan tegangan geser dan *adverse pressure*.

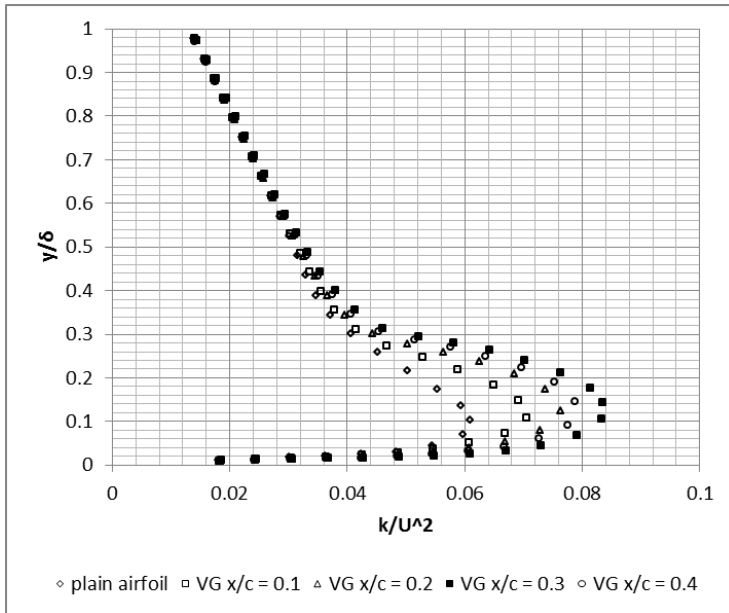
##### **4.4.1 Profil Kecepatan dan *Turbulent Kinetic Energy* Airfoil dengan *Vortex Generator* pada Variasi $x/c$**

Profil kecepatan *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* dengan variasi  $x/c$  pada titik  $x/c = 0.67$  ditunjukkan pada gambar 4.8 Pada gambar tersebut menunjukkan bahwa pada *plain airfoil*, kecepatan aliran dekat permukaan *airfoil* mengalami perlambatan akibat melawan tegangan geser dan *adverse pressure*. Penambahan *vortex generator* mampu meningkatkan kecepatan aliran dekat permukaan *airfoil* sehingga momentum aliran semakin bertambah. Momentum aliran ini digunakan untuk melawan tegangan geser dan *adverse pressure* sehingga separasi tertunda lebih ke *trailing edge*. Pada gambar 4.8 terlihat *airfoil* dengan variasi  $x/c = 0.3$  memiliki besar kecepatan dekat permukaan lebih besar dibandingkan dengan lainnya. Kemudian berturut-turut disusul oleh *vortex generator* variasi  $x/c = 0.4, 0.2$ , dan  $0.1$ . Pada gambar 4.8 terlihat bahwa penambahan *vortex generator* dapat meningkatkan kecepatan aliran dekat permukaan. Sehingga momentum aliran *airfoil* dengan *vortex generator* lebih tinggi dibandingkan dengan *plain airfoil*.



Gambar 4.8 Profil kecepatan *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* variasi  $x/c$  pada  $x/c = 0.67$

Plot *turbulent kinetic energy airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* pada titik  $x/c = 0.67$  ditunjukkan pada gambar 4.9 Pada gambar tersebut menunjukkan bahwa pada *plain airfoil*, besarnya *turbulent kinetic energy* dekat permukaan *airfoil* nilainya lebih kecil daripada *airfoil* dengan *vortex generator*. Penambahan *vortex generator* mampu meningkatkan besarnya *turbulent kinetic energy* dekat permukaan *airfoil*. *Turbulent kinetic energy* ini disebabkan oleh fluktuasi yang terjadi akibat adanya *vortex generator*. Energi ini akan ditransfer dalam bentuk energi kinetik aliran sebagai energi tambahan untuk melawan *adverse pressure*. Pada Gambar 4.9 terlihat *airfoil* dengan variasi  $x/c = 0.3$  memiliki besar *turbulent kinetic energy* dekat permukaan lebih besar dibandingkan dengan lainnya.

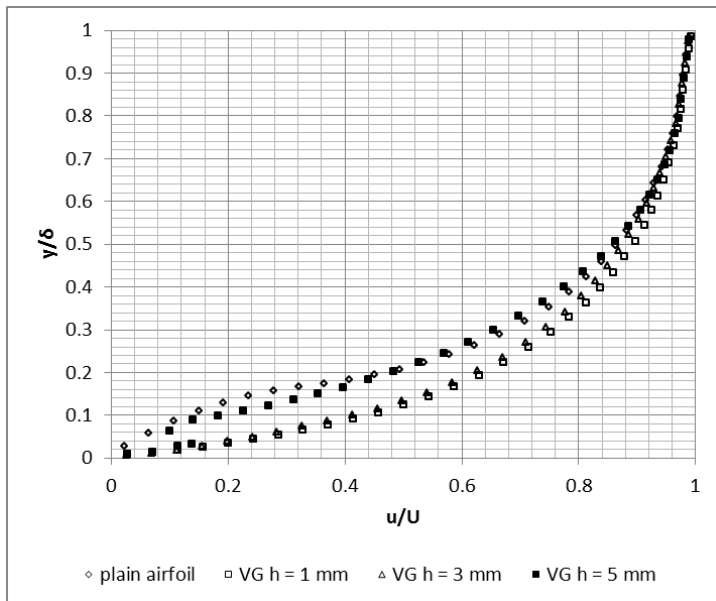


Gambar 4.9 Plot *turbulent kinetic energy* airfoil dengan dan tanpa *vortex generator* variasi  $x/c$  pada  $x/c = 0.67$

#### 4.4.2 Profil Kecepatan dan *Turbulent Kinetic Energy* Airfoil dengan *Vortex Generator* pada Variasi $h$

Profil kecepatan *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* dengan variasi  $h$  dengan penempatan *vortex generator* pada  $x/c = 0.3$  pada titik  $x/c = 0.67$  ditunjukkan pada Gambar 4.10. Pada gambar tersebut menunjukkan bahwa pada *plain airfoil*, kecepatan aliran dekat permukaan *airfoil* mengalami perlambatan akibat melawan tegangan geser dan *adverse pressure*. Penambahan *vortex generator* mampu meningkatkan kecepatan aliran dekat permukaan *airfoil* sehingga momentum aliran semakin bertambah. Momentum aliran ini digunakan untuk melawan tegangan geser dan *adverse pressure* sehingga separasi tertunda lebih ke *trailing edge*. Pada Gambar 4.10 terlihat *airfoil* dengan variasi  $h = 1$  mm memiliki besar kecepatan dekat

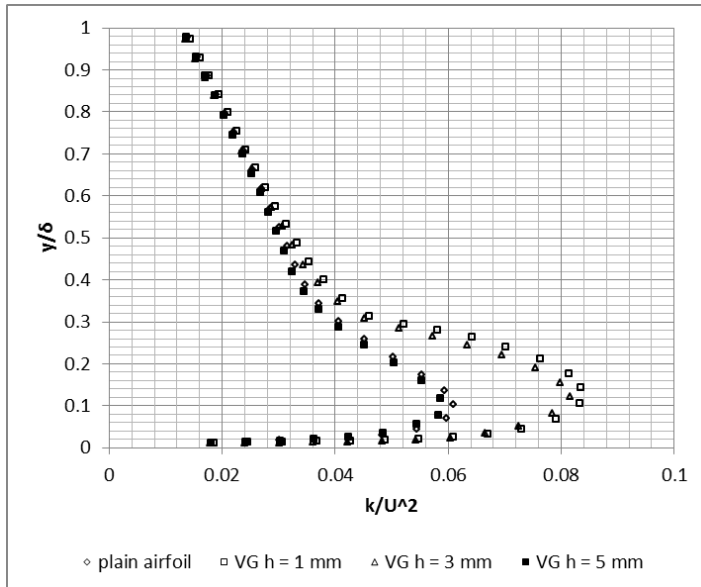
permukaan lebih besar dibandingkan dengan lainnya. Kemudian berturut-turut disusul oleh *vortex generator* variasi  $h = 3$  mm dan 5 mm. Pada gambar 4.10 terlihat bahwa penambahan *vortex generator* variasi  $h = 1$  mm dan 3 mm dapat meningkatkan kecepatan aliran dekat permukaan. Sehingga momentum aliran *airfoil* dengan *vortex generator* lebih tinggi dibandingkan dengan *plain airfoil*. Namun, profil kecepatan *airfoil vortex generator*  $h = 5$  mm memiliki nilai yang lebih kecil dibandingkan *plain airfoil*. Hal ini mengindikasikan pada *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 5$  mm sudah terjadi separasi pada titik tersebut. Sehingga penambahan *vortex generator*  $h = 5$  mm dapat memperburuk performa *airfoil*.



Gambar 4.10 Profil kecepatan *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* variasi  $h$  dengan  $x/c = 0.3$  pada titik  $x/c = 0.67$

Plot *turbulent kinetic energy airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* dengan penempatan *vortex generator* dengan  $x/c$

$= 0.3$  pada titik  $x/c = 0.67$  ditunjukkan pada Gambar 4.11. Pada gambar tersebut menunjukkan bahwa penambahan *vortex generator* dengan  $h = 1$  mm dan  $h = 3$  mm mampu meningkatkan besarnya *turbulent kinetic energy* dekat permukaan *airfoil*. *Turbulent kinetic energy* ini disebabkan oleh fluktuasi yang terjadi akibat adanya *vortex generator*. Energi ini akan ditransfer dalam bentuk energi kinetik aliran sebagai energi tambahan untuk melawan *adverse pressure*. Pada Gambar 4.11 terlihat *airfoil* dengan variasi  $h = 1$  mm memiliki besar *turbulent kinetic energy* dekat permukaan lebih besar dibandingkan dengan lainnya. Nilai *turbulent kinetic energy* pada *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 5$  mm lebih kecil daripada plain *airfoil*. Sehingga penambahan *vortex generator* dengan  $h = 5$  mm tidak dapat memperbaiki performa *airfoil*.



Gambar 4.11 Plot *turbulent kinetic energy* *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* variasi  $h$  dengan  $x/c = 0.3$  pada titik  $x/c = 0.67$

#### 4.5 Hasil Koefisien *Lift* dan *Drag* Simulasi Numerik

Salah satu parameter yang dapat menentukan performansi sebuah *airfoil* salah satunya dapat diketahui melalui koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan koefisien *drag* ( $C_D$ ). Kedua nilai koefisien ini didapatkan dari total resultan gaya yang bekerja karena adanya interaksi antara permukaan benda dengan fluida. Gaya *drag* didapatkan dari resultan gaya yang sejajar dengan arah aliran, sedangkan gaya yang tegak lurus dengan arah aliran disebut dengan gaya *lift*. Koefisien *drag* dan *lift* sangat penting untuk diketahui karena kinerja dari *airfoil* sangat dipengaruhi oleh dua hal tersebut.

##### 4.5.1 Hasil Koefisien *Lift* Simulasi Numerik

Salah satu hasil *post-processing* simulasi pada *fluent* 6.3.26 adalah gaya *lift*. Gaya *lift* merupakan gaya yang mempunyai arah tegak lurus terhadap arah aliran utama. Parameter gaya *lift* kemudian dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi, yaitu koefisien *lift* ( $C_L$ ). Pengamatan koefisien *lift* dilakukan pada *airfoil*, tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator* yang divariasikan jarak penempatan dan ketinggiannya.

Tabel 4.2 menunjukkan besarnya nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ) *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* pada *angle of attack*  $16^\circ$  dengan  $Re = 1.41 \times 10^5$ . Dari tabel 4.2 dapat diketahui bahwa dengan penambahan *vortex generator*, koefisien *lift* semakin meningkat. Pada *vortex generator* dengan variasi  $x/c$ , nilai koefisien *lift* terbesar terjadi pada *vortex generator*  $x/c = 0.3$  dengan nilai  $C_L = 1.182$ . Sedangkan nilai koefisien *lift* terkecil terjadi pada *vortex generator* dengan  $x/c = 0.1$  dengan nilai  $C_L = 1.154$ . Pada *vortex generator* dengan variasi  $h$ , nilai koefisien *lift* terbesar terjadi pada *vortex generator*  $h = 1\text{mm}$  pada  $x/c = 0.3$  dengan nilai  $C_L = 1.182$ . Sedangkan nilai koefisien *lift* terkecil terjadi pada *vortex generator* dengan  $h = 5\text{ mm}$  dengan nilai  $C_L = 1.136$ .

#### 4.5.2 Hasil Koefisien Drag Simulasi Numerik

Selain gaya *lift*, salah satu hasil *post-processing* dari simulasi pada *fluent* 6.3.26 adalah gaya *drag*. Gaya *drag* merupakan gaya yang searah dengan arah aliran utama. Parameter gaya *drag* kemudian dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi, yaitu koefisien *drag* ( $C_D$ ). Pengamatan koefisien *drag* dilakukan pada *airfoil*, tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator* yang divariasikan jarak penempatan dan ketinggiannya.

Tabel 4.2 menunjukkan besarnya nilai koefisien *drag* ( $C_D$ ) *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* pada *angle of attack*  $16^\circ$  dengan  $Re = 1.41 \times 10^5$ . Dari tabel 4.2 dapat diketahui bahwa dengan penambahan *vortex generator*, koefisien *drag* mengalami penurunan. Pada keseluruhan *vortex generator*, nilai koefisien *drag* terbesar terjadi pada *vortex generator*  $h = 5$  mm dengan nilai  $C_D = 0.082$ . Sedangkan nilai koefisien *drag* terkecil terjadi pada *vortex generator* dengan  $h = 1$  mm dengan nilai  $C_D = 0.076$ .

Rasio koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan koefisien *drag* ( $C_D$ ) merupakan salah satu cara untuk mengetahui performansi *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator*. Tabel 4.2 memperlihatkan perbandingan  $C_L/C_D$  *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* pada *angle of attack*  $16^\circ$  dengan  $Re = 1.41 \times 10^5$ . Dari tabel 4.2 diketahui konfigurasi terbaik dengan meninjau perbandingan koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan koefisien *drag* ( $C_D$ ) adalah konfigurasi  $h = 1$  mm dan  $x/c = 0.3$  dengan besar nilai perbandingan  $C_L/C_D = 15.553$  dengan kenaikan  $C_L/C_D$  sebesar 14.337%. Sedangkan konfigurasi dengan rasio koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan koefisien *drag* ( $C_D$ ) terendah adalah konfigurasi  $h = 5$  mm dan  $x/c = 0.3$  dengan besar nilai perbandingan  $C_L/C_D = 13.854$  dimana mengalami kenaikan  $C_L/C_D$  sebesar 1.847%.



Tabel 4.2 Hasil koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan koefisien *drag* ( $C_D$ ) numerik pada *angle of attack*  $16^\circ$

Konfigurasi	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$	Kenaikan $C_L/C_D$ (%)
plain airfoil	1.129	0.083	13.602	-
A	1.154	0.081	14.247	4.738
B	1.178	0.081	14.543	6.916
C	1.182	0.076	15.553	14.337
D	1.181	0.078	15.141	11.311
E	1.169	0.08	14.613	7.426
F	1.136	0.082	13.854	1.847

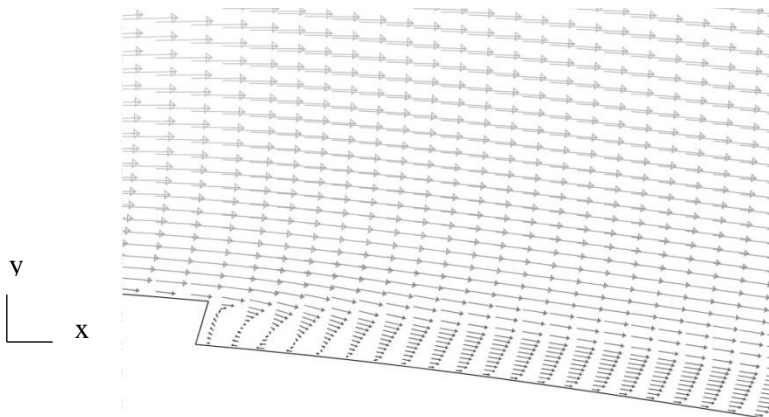
#### 4.6 Diskusi

Untuk memberikan analisa yang lebih mendalam mengenai pengaruh penambahan *vortex generator* pada model *airfoil* NASA LS-0417 dengan *angle of attack*  $16^\circ$ , maka perlu sebuah diskusi mengenai data-data yang mampu menerangkan karakteristik mengenai aliran di sekitar *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator*.

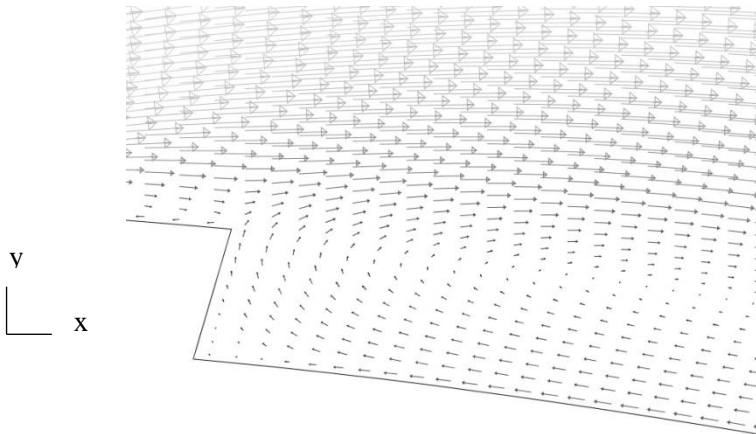
Tabel 4.2 menunjukkan tabel hasil koefisien *lift* pada *airfoil* dengan *vortex generator* dengan *angle of attack*  $16^\circ$ . Dapat dilihat bahwa penambahan *vortex generator* tidak selalu dapat menghasilkan peningkatan  $C_L/C_D$ . Hal ini dapat terjadi karena dengan penambahan *vortex generator*, koefisien *lift* *airfoil* akan meningkat. Namun koefisien *drag* pada *airfoil* juga meningkat pula. Meningkatnya koefisien *drag* disebabkan oleh *blockage* aliran akibat adanya *vortex generator*. *Blockage* tersebut menyebabkan terjadinya *bubble separation* atau *residual drag* yang terjadi pada daerah buritan *vortex generator*. *Bubble separation* inilah yang menambah kontribusi kenaikan koefisien *drag*.

Gambar 4.12, 4.13, dan 4.14 merupakan visualisasi *bubble separation* yang terjadi pada masing-masing *vortex generator* dengan variasi  $h$ . Pada gambar terlihat bahwa *airfoil* dengan *vortex generator* memiliki *bubble separation* di daerah

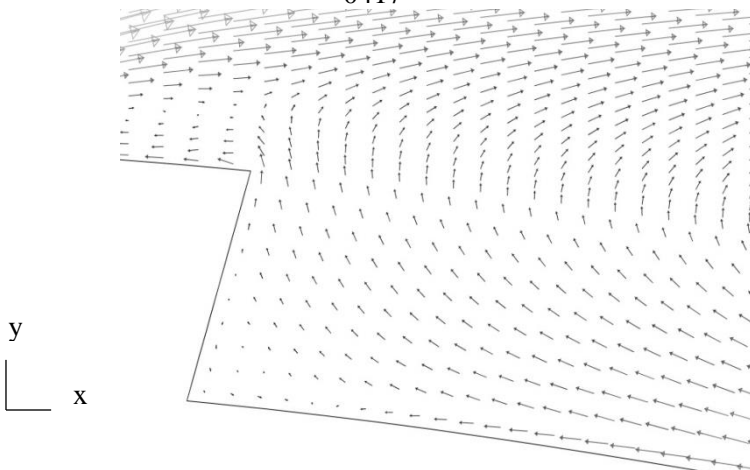
buritan *vortex generator*. Pada *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 1$  mm, *bubble separation* yang terjadi tidak terlalu besar. Sehingga kenaikan koefisien *drag* yang terjadi tidak terlalu signifikan. Sementara pada *vortex generator* dengan  $h = 3$  mm, *bubble separation* yang terjadi mulai membesar. Sehingga terjadi kenaikan koefisien *drag* yang cukup tinggi pada *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 3$  mm. *Bubble separation* yang besar terjadi pada daerah buritan *vortex generator*  $h = 5$  mm. *Vortex generator*  $h = 5$  mm menyebabkan *blockage* aliran yang besar, sehingga terjadi kenaikan koefisien *drag* yang signifikan. Hal ini diperjelas pada Gambar 4.15 dimana profil kecepatan *airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 5$  mm mempunyai ukuran *bubble* yang lebih besar dibandingkan *vortex generator* dengan  $h = 1$  mm dan  $h = 3$  mm. Penambahan *vortex generator* yang melebihi *boundary layer thickness* menimbulkan efek *blockage* aliran yang terlalu besar sehingga penambahan *vortex generator* akan merusak performansi *airfoil*. Sehingga penambahan *vortex generator* yang paling optimal adalah *vortex generator* dengan  $h = 1$  mm.



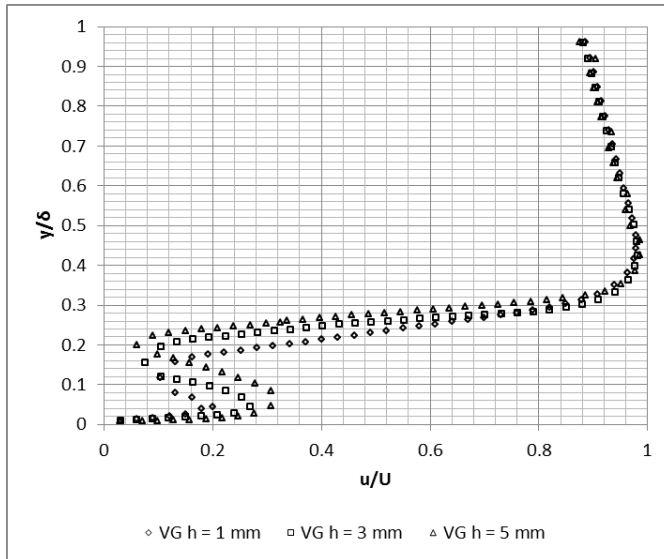
Gambar 4.12 Visualisasi *bubble separation* vector kecepatan 2D di belakang *vortex generator*  $h = 1$  mm pada *airfoil* NASA LS-0417



Gambar 4.13 Visualisasi *bubble separation* vector kecepatan 2D di belakang *vortex generator*  $h = 3$  mm pada *airfoil* NASA LS-0417



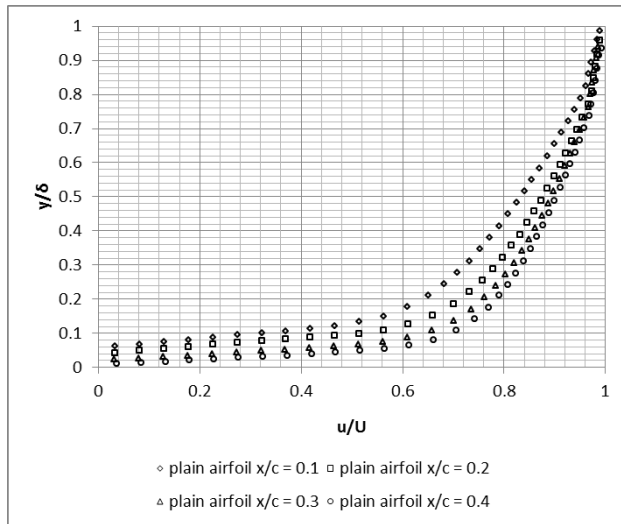
Gambar 4.14 Visualisasi *bubble separation* vector kecepatan 2D di belakang *vortex generator*  $h = 5$  mm pada *airfoil* NASA LS-0417



Gambar 4.15 Profil kecepatan pada outlet *vortex generator* pada masing-masing ketinggian *vortex generator*

Selanjutnya, jarak penempatan *vortex generator* mempunyai pengaruh yang signifikan terhadap performa *airfoil*. Gambar 4.16 menunjukkan profil kecepatan pada midspan *plain airfoil* pada  $x/c = 0.1, 0.2, 0.3$ , dan  $0.4$ . Pada Gambar 4.16 terlihat pada  $x/c = 0.1$ , nilai kecepatan dekat permukaan lebih rendah dibandingkan dengan  $x/c = 0.2, 0.3$ , dan  $0.4$ . Besar nilai kecepatan dekat permukaan berturut-turut adalah  $x/c = 0.4, 0.3$ , dan  $0.2$ . Profil kecepatan *plain airfoil* pada  $x/c = 0.4$  lebih penuh dibandingkan dengan lainnya dikarenakan titik  $x/c = 0.4$  merupakan titik puncak *airfoil*. Aliran *freestream* akan mengalami percepatan ketika melewati *convergence streamtube*. Sehingga nilai kecepatan dekat permukaan pada  $x/c = 0.4$  lebih besar. Akibatnya momentum aliran yang terjadi pada  $x/c = 0.4$  juga semakin besar. Oleh karena itu, jarak penempatan *vortex generator* yang paling optimal pada *airfoil* NASA LS-0417

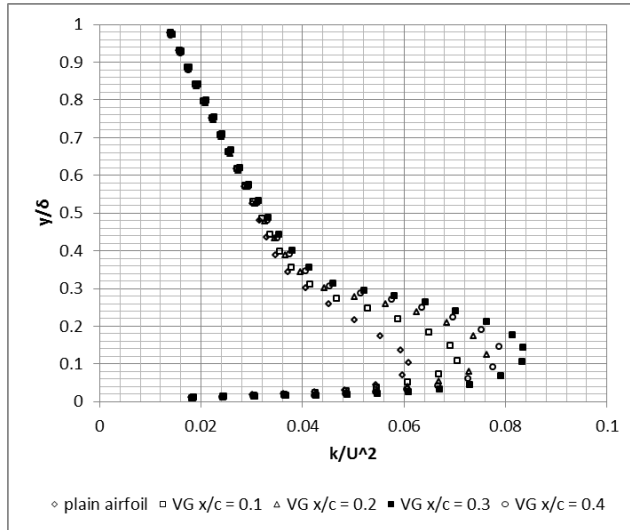
adalah yang mendekati titik puncak *upper side airfoil* yaitu pada  $x/c = 0,4$  dan  $0,3$ .



Gambar 4.16 Profil kecepatan *plain airfoil* pada masing-masing  $x/c$  pada *midspan*

Pada pembahasan di atas, profil kecepatan aliran yang semakin dekat dengan titik puncak *upper side airfoil* memiliki nilai yang lebih besar dibandingkan dengan yang lebih jauh dari titik puncak *upper side airfoil*. Namun, hal tersebut tidak menjadikan jarak penempatan *vortex generator* yang lebih optimal adalah pada  $x/c = 0.4$ . Gambar 4.17 menunjukkan plot *turbulent kinetic energy airfoil* dengan *vortex generator*. Pada gambar 4.17 terlihat bahwa pada  $x/c = 0.67$ , nilai *turbulent kinetic energy* yang terbesar adalah pada *airfoil* dengan *vortex generator*  $x/c = 0.3$ . Hal ini disebabkan oleh *turbulent kinetic energy* memerlukan waktu untuk relaksasi agar energi fluktuasinya dapat luruh menjadi energi kinetik dari aliran. Sehingga penempatan *vortex generator* yang terlalu dekat ke daerah *trailing edge* menyebabkan *turbulent kinetic energy* belum sepenuhnya luruh menjadi energi kinetik aliran. Sehingga energi yang diberikan

untuk melawan *adverse pressure* dan tegangan geser permukaan pada airfoil dengan *vortex generator*  $x/c = 0.4$  tidak sebesar airfoil dengan *vortex generator*  $x/c = 0.3$ . Maka jarak penempatan *vortex generator* optimal pada airfoil NASA LS-0417 adalah pada  $x/c = 0.3$



Gambar 4.17 Plot *turbulent kinetic energy* airfoil dengan dan tanpa *vortex generator* variasi  $x/c$  dengan  $h = 1$  mm pada titik  $x/c = 0.67$

## BAB V PENUTUP

### 5.1 Kesimpulan

Setelah menganalisa karakteristik aliran *airfoil* LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* secara numerik maupun eksperimen maka didapatkan kesimpulan sebagai berikut. Penambahan *vortex generator* pada suatu *airfoil* dapat meningkatkan *lift* ataupun mereduksi besarnya *wake* yang terjadi di *upper side airfoil*. Adapun kesimpulan yang dapat diambil dari penelitian ini adalah:

1. Pada variasi jarak penempatan *vortex generator* terhadap *leading edge* ( $x/c$ ) dengan  $h = 1$  mm, jarak penempatan yang optimal dalam penundaan separasi adalah berturut-turut  $x/c = 0.3; 0.4; 0.2$ ; dan  $0.1$ . *Separation point airfoil* pada penempatan *vortex generator*  $x/c = 0.3$  adalah pada  $x/c = 0.86$ . Peningkatan  $C_L/C_D$  optimal adalah berturut-turut pada VG dengan  $x/c = 0.3; 0.4; 0.2$ ; dan  $0.1$ . Nilai  $C_L/C_D$  *airfoil* dengan VG  $x/c = 0.3$  adalah 15.553 dengan kenaikan  $C_L/C_D$  sebesar 14.337%.
2. Pada variasi ketinggian ( $h$ ) dengan penempatan VG  $x/c = 0.3$ , ketinggian *vortex generator* ( $h$ ) yang optimal dalam penundaan separasi adalah berturut-turut  $h = 1$  mm, 3 mm, dan 5 mm. *Separation point airfoil* dengan *vortex generator*  $h = 1$  mm adalah pada  $x/c = 0.86$ . Peningkatan  $C_L/C_D$  optimal adalah berturut-turut pada VG dengan  $h = 1$  mm, 3 mm, dan 5 mm. Nilai  $C_L/C_D$  *airfoil* dengan VG  $h = 1$  mm adalah 15.553 dengan kenaikan  $C_L/C_D$  sebesar 14.337%.
3. Secara keseluruhan, variasi VG paling optimal adalah VG dengan  $x/c = 0.3$  dan  $h = 1$  mm dimana nilai  $C_L/C_D$  mengalami kenaikan sebesar 14.337%.

## 5.2 Saran

Berikut merupakan beberapa saran yang dapat diberikan setelah penelitian dilakukan untuk penelitian berikutnya adalah :

1. Kendala dari penelitian eksperimen adalah data koefisien *lift* dan *drag* eksperimen tidak dapat diambil karena tidak adanya peralatan *weight balance* pada *windtunnel* lantai 3 Teknik Mesin FTI-ITS. Sedangkan kendala penelitian numerik adalah pembuatan model geometri menggunakan *software* Gambit 2.4.6 dibuat secara manual sehingga membutuhkan waktu yang lama.
2. Jumlah *vortex generator* yang dipasang pada *upper side airfoil* ditambah agar dampak yang ditimbulkan oleh *vortex generator* lebih terlihat.
3. Perlu meninjau model turbulensi terbaik dari simulasi numerik. Disarankan melakukan simulasi *unsteady flow*.



## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Jebakumar, S.K. 2009. *Aircraft Performance Improvements-A Practical Approach*. Centre for Military Airworthiness and Certification (2009), Bangaluru.
- [2] V. V.Kumar, S. Bogadi. 2011. *Effect of Micro-Vortex Generator in Hypersonic Inlet*. International Journal of Applied Research in Mechanical Engineering (2011), Vol. 1, pp 10-13.
- [3] J.B. Huang. 2010. *Study of Control Effects of Vortex Generators on a Supercritical Wing*. Science China Technological Sciences (2010), Vol.53, pp. 2038–2048.
- [4] F. Sartor, G. Losfeld, B. Leclaire, R. Bur. 2013. *Characterization by PIV of the Effect of Vortex Generators in a Transonic Separated Flow*. 10th International Symposium On Particle Image Velocimetry - PIV13 (2013). Delft, The Netherlands.
- [5] Yaghoobi, M. dan Mahmoodi, S. 2004. *Experimental Study of Turbulent Separated and Reattached Flow over a Finite Blunt Plate*. Experimental Thermal and Fluid Science 29 (2004),105–112.
- [6] Lin, J.C., Casper, J., Yao,C.S. 2003. *Effect of Sub-Boundary Layer Vortex Generators on Incident Turbulence*. 33<sup>rd</sup> Fluid Dynamics Conference (2003) . Orlando, Florida.
- [7] Anand, U., Sudhakar, Y., Thileepanragu, R., Gopinathan, V.T., dan Rajasekar, R.. *Passive Flow Control Over NACA0012 Aerofoil Using Vortex*

- Generator*. Proceedings of the 37th International Conference on Fluid Mechanics and fluid Power. FMFP10 – FP – 12 (Des, 2010).
- [8] Tebbiche, H., Boutoudj M.S. 2014. *Optimized Vortex Generators in The Flow Separation Control around a NACA 0015 Profile*. Proceedings of the 9th International Conference on Structural Dynamics (2014). Université Mouloud Mammeri, Portugal.
- [9] Shan, H., Jiang, L., Liu C., Love M., Maines B., 2008. *Numerical Study of Passive and Active Flow Separation Control over a NACA0012 Airfoil*. Department of Mathematics, University of Texas at Arlington, Arlington, TX 76019, United States. Computers & Fluids 37 (2008) 975–992.
- [10] Lengani, D., Simoni D., Ubaldi M., Zunino P., Bertini F., 2011. *Turbulent Boundary Layer Separation Control and Loss Evaluation of Low Profile Vortex Generators*. Università di Genova, Via Montallegro, Italy. Experimental Thermal and Fluid Science 35 (2011) 1505–1513.
- [11] Lin J.C. 2002. *Review of Research on Low-Profile Vortex Generators to Control Boundary-Layer Separation*. Progress in Aerospace Sciences 38 (2002) 389–420. Flow Physics and Control Branch, NASA Langley Research Center, USA.
- [12] Nisa, Nafiatun. Sutardi. 2014. *Studi Numerik Karakteristik Aliran Fluida Melintasi Airfoil NASA LS-0417 yang Dimodifikasi dengan Vortex Generator*. Tugas akhir Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.

- [13] Kartika, R.W., Sutardi. 2015. *Studi Numerik Tentang Pengendalian Aliran Sekunder Pada Airfoil Nasa Ls-0417 Dengan Vortex Generator Di Dekat Endwall*. Master Tesis Jurusan Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.
- [14] Nurcahya, A.E., Sutardi. 2015. *Experimental Study on the Effect of Vortex Generator on the Aerodynamic Characteristics of NASA LS-0417 Airfoil*. Applied Mechanics and Materials Vol. 758 (2015) pp 63-69. Trans Tech Publications, Switzerland.
- [15] Anderson, J.D., Jr. 2001. *Fundamental of Aerodynamics (3rd ed.)*. New York: McGraw-Hill
- [16] Pristiyan, Dani. 2014. *Studi Experimantal Karakteristik Aliran Fluda Melintasi Airfoil NASA LS-0417 yang Dimodifikasi dengan Vortex Generator*. Tugas akhir Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.
- [17] Madani, O.F., Medale, M., Imine, O., Imine, B., 2015. Design optimization of the aerodynamic passive flow control on NACA 4415 airfoil using vortex generators. European Journal of Mechanics B/Fluids (2015). *Sciences and Technology University of Oran,Algeria*.
- [18] Gopal P., Senthilkumar T. 2012. *Aerodynamic Drag Reduction in aPassenger Vehicle Using Vortex Generator With Varying Yaw Angles*. Anna University of Technology, India. ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences Vol. 7, No. 9, September 2012.
- [19] Lu, F.K., Li, Q. Liu, C. *Microvortex Generators in High-Speed Flow*. University of Texas at Arlington,

- Arlington, USA. Progress in Aerospace Sciences 53 (2012) 30–45.
- [20] Bur, Reynald., Coponet, Didier., Carpels, Yves. 2009. *Separation Control by Vortex Generator Devices in a Transonic Channel Flow*. Shock Waves (2009) 19:521–530.
- [22] McCormick, D.C. 1992. *Shock-Boundary Layer Interaction Control With Low-Profile Vortex Generators and Passive Cavity*. AIAA Paper92-0064, 30th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV (1992).
- [23] Perez, C.C., Ferreira, S.B., Silva, L.F.F, Jesus A.B. *Numerical Study Of The Performance Improvement of Submerged Air Intakes Using Vortex Generators*. Pontificia Universidade Católica do Rio de Janeiro – Brazil. 25th International Congress Of The Aeronautical Sciences.
- [24] Cathalifaud, Patricia and Godard, Gilles and Braud, Caroline and Stanislas, Michel. 2009. *The Flow Structure Behind Vortex Generators Embedded in a Decelerating Turbulent Boundary Layer*. (2009) Journal of Turbulence, vol. 10 (n° 42). pp. 1-37. ISSN 1468-5248.
- [25] McGhee, J. Robert et al. 1973. *Low Speed Aerodynamic Characteristics of a 17-Percent-Thick Airfoil Section Designed for General Aviation Applications*. Langley Research Center. Virginia.

## BIOGRAFI PENULIS



Ulul Azmi lahir di Gresik, Jawa Timur pada tanggal 15 September 1993. Penulis merupakan anak terakhir dari 6 bersaudara. Memulai pendidikan TK di TKM NU 46 Nurul Huda Leran, dilanjutkan kejenjang berikutnya di MI Nurul Huda Leran hingga 2006. Pendidikan menengah pertama ditempuh penulis di SMP Negeri 1 Manyar, dilanjutkan dengan meneruskan pendidikannya di SMA Negeri 1 Manyar hingga 2012. Penulis melanjutkan pendidikan ke jenjang yang lebih tinggi di Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya pada tahun 2012 hingga 2016.

Selama masa perkuliahan di Teknik Mesin FTI-ITS penulis pernah menjadi staff departemen pengembangan sumber daya mahasiswa BEM FTI-ITS 2013/2014 Bersinergi Merangkai Karya. Kemudian penulis diamanahi menjadi Sekretaris Jenderal II BEM FTI-ITS 2014/2015 Selaras Bermanfaat. Selain itu, penulis juga aktif dalam berbagai pelatihan diantaranya LKMM Pra-TD, LKMM TD, LKMM TM, dan aktif menjadi Pemandu FTI 2013 ATLAS.

Karena ketertarikan penulis terhadap bidang aerodinamika, maka penulis memutuskan untuk masuk menjadi anggota Laboratorium Mekanika dan Mesin Fluida Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS dan mendalami mengenai aliran fluida khususnya pada airfoil. Untuk Semua informasi dan saran, dapat menghubungi penulis melalui email [ulula22@gmail.com](mailto:ulula22@gmail.com).